TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA – LISTOPAD 1936 r. Nr. 11

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

Odpowiedź na pracę o „Analizie wykresu wytrzymałościowego" — Prof. Dr. Georges Welter . . . str. 233
Uwagi do „Analizy wykresu wytrzymałościowego" — Inż. Kazimierz Wolski . . . . „ 237
Kilka uwag o możliwościach samolotów — F. S. Barnwell . . . . „ 237
Kontrola składu mieszanki paliwo-powietrze przy pomocy analizatorów spalin — G. D. Boerlage i L. A. Peletier „ 243
Oszczędność na paliwie z punktu widzenia użytkownika — Edmund T. Allen . . . . „ 249
Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych . . . . „ 252
Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych . . . . „ 253
Nowe wydawnictwa . . . . „ 254

ODPOWIEDŹ NA PRACĘ O „ANALIZIE WYKRESU WYTRZYMAŁOŚCIOWEGO"

Prof. Dr. GEORGES WELTER

OD REDAKCJI

Po wydrukowaniu w ostatnim numerze artykułu inż. Wolskiego, udzielamy z kolei rzeczy głosu prof. Welterowi, polemizującemu z wynikami rozważań inż. Wolskiego, dotyczących jego prac. Drukując artykuł inż. Wolskiego jak również poniższą pracę, przestrzegaliśmy ściśle obowiązującej w naszym piśmie zasady osobistej odpowiedzialności autorów za wyrażone przez nich poglądy. W zastosowaniu do poniższego artykułu zasadę tę rozszerzyliśmy, oddając jego autorowi pełną odpowiedzialność nietylko za jego poglądy ale i za formę artykułu. Uczyniliśmy to w intencji zachowania tej formy zewnętrznej, którą autor niewątpliwie uważa za najlepszą dla obrony swoich tez przed zarzutami inż. Wolskiego. Ponadto musimy zaznaczyć, że nie podzielamy poglądów autora poniższego artykułu, uważającego polemikę w czasopismach za „nieproduktywną stratę czasu". Konsekwencją naszego stanowiska w tej sprawie jest oddanie głosu zarówno prof. Welterowi jak i inż. Wolskiemu (w następnym numerze Techn. Now. Lotn.).

Polemika[1]) na temat prac eksperymentalnych nad granicą płynności i maksymalnym obciążeniem, opublikowanych przeze mnie w „Przeglądzie Mechanicznym"[2]) oraz w Wiadomościach Instytutu Metalurgii i Metaloznawstwa[3]), składa się z części, która teoretycznie analizuje i przedstawia bieg wykresu rozciągania na maszynie, oraz z części, która zajmuje stanowisko co do moich prac eksperymentalnych. Na podstawie teoretycznych i obliczeniowych rozważań omówiono w ten sposób działanie maszyn przy wykreślaniu diagramu i to z jednej strony przy zwykłej maszynie na rozciąganie, z drugiej zaś przy obciążeniu bezpośrednim. Polemika ta jest w zasadzie oparta na rachunkowych rozważaniach nad działaniem maszyny na rozciąganie i w każdym razie nie odpowiada tym zasadniczym warunkom, jakie występują w próbach na rozciąganie przy różnych typach obciążenia.

Przedstawione wywody, o ile tyczą się one opublikowanych przeze mnie prób, są od podstaw mylne i początek swój biorą z zupełnie błędnych założeń. Jedna próba porównawcza na maszynie na rozciąganie wystarczyłaby do obalenia obliczeń, które służyły za podstawę do wyrażonych poglądów i wyciągniętych z nich błędnie wniosków, o ile tyczyły się one moich prac.

Nie powinno przedstawiać żadnych wątpliwości,że przy bezpośrednim obciążeniu ciężarami, podczas nagłej zmiany długości próbki przy spadającym obciążeniu, wykres odpowiada tu przedstawionemu rysunkowi Fig. 1. Odcinek „a—b" przebiega równolegle do osi wydłużeń i czas określania trwa bardzo krótko ($<$ 0,1 sek)

[1]) K. Wolski, Techniczne Nowości Lotnicze, Rok IV, Nr. 10, str. 209.

[2]) G. Welter, Przegląd Mechaniczny, Nr. 24, str. 827, Rok 1935, i Nr. 7, str. 203, Rok 1936.

[3]) G. Welter, Wiad. Inst. Met., Rok 3, Nr. 2, str. 102.

gdyż siłomierz wskutek stosunkowo dużej masy, normalnie nie może nadążyć za spadkiem obciążenia. Chodzi tu o pewne naturalne zjawisko, którego wyjaśnienie nie wymaga żadnych szczególnych i daleko idących rozważań liczbowych. Cały wywód autora oparty jest na tym poglądzie, który mimo że jest słuszny, nie ma jednak żadnego związku z omawianymi pró-

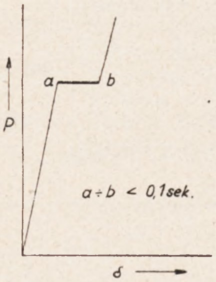


Fig. 1

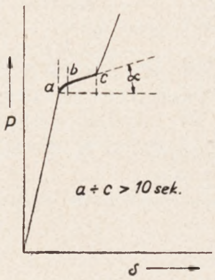


Fig. 2.

bami nad kształtowaniem się granicy płynności miękkiej stali. Autor ma zupełnie błędne mniemanie przypuszczając, jak to z jego obliczeń wynika, że w próbach opublikowanych przeze mnie zachodzą zjawiska wyłącznie i jednoznacznie dynamiczne. To błędne pojęcie zaznacza się również w licznie stosowanych zwrotach w tej pracy, jak: „bezwładność, wielkość zarzutu, duża masa i duża szybkość, kąt zarzucenia wahadła, siła raptownie spada, energie kinetyczne, momenty bezwładności części maszyny, przyspieszenia kątowe" i t. d. Niezrozumiałym jest, w jaki sposób autor doszedł do tych poglądów, które przecież zupełnie nie odpowiadają faktycznemu przebiegowi próby na maszynie. W moich pracach było dostatecznie podkreślone, że nie mają tu miejsca zjawiska dynamiczne, lecz zachodzi zupełnie spokojny i stały bieg obciążenia na granicy płynności.

Z rozważań moich oraz z wykresu szybkości rozciągania (rys. 2. w porównaniu do rys. 1[1])), wynika jasno, że chodzi tu o zjawisko, które wykazuje prawie czysto statyczny przebieg. Szybkości deformacji na granicy płynności w żadnym razie nie występują nagle; odwrotnie, są one tak małe, że zjawiska na granicy płynności w zupełności przypominają typowy przebieg pełzania materiału. W przeciwieństwie do przypuszczeń autora polemiki, żadne przyspieszenia mas lub nagłe zmiany szybkości w tym przypadku nie zachodzą. Dla uwypuklenia tego, przedstawiono przebieg granicy płynności przy bezpośrednim obciążeniu ciężarami w poszczególnych fazach. W pobliżu granicy płynności, prosta *a* — *b* na załączonej Fig. 2., w przeciwieństwie do Fig. 1., odchyla się bardzo powoli. Wykreślenie łuku *a* — *b*, przy całkowitym czasie próby wynoszącym 15 do 30 minut, trwa kilkadziesiąt sekund. Po tym dopiero powstaje powoli odcinek *b* — *c*, który w zależności od szybkości obciążenia wymaga czasu, który trwa również około kilkadziesiąt sekund. Od punktu *C* zacząwszy, krzywa wznosi się w ciągu krótkiego czasu stromo w górę.

Dokładniejsze badania tego zakresu wykazały wg Fig. 2a, że łuk „a—b" do utworzenia się wymaga około 10—40 sekund, podczas gdy droga „*a* — *c*" wymaga

60 — 70 sekund

przy całkowitym trwaniu próby około 5—10 minut, przy maszynie z obciążeniem sprężystym.

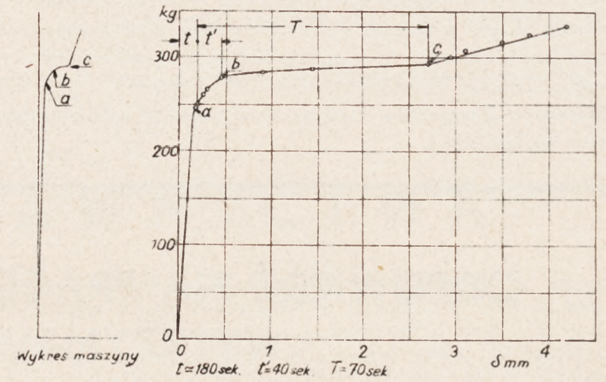


Fig. 2a.

Autor tezy przeciwnej wyliczył natomiast, że czas potrzebny do przejścia granicy płynności wynosi

64 tysięczne sekundy

($t = 0{,}064$ sek., strona 212, prawa kolumna środek). Na podstawie laboratoryjnych doświadczeń wykazano jednak wg. Fig. 2a, że czas ten jest *tysiąckrotnie większy* niż wynikły z kalkulacji matematycznej. Wobec tego należy przypuścić, że autor przy teoretycznie matematycznych rozważaniach musiał popełnić zasadniczy błąd w swoich założeniach, na których zbudował całe dalsze rozumowanie dochodząc do błędnego wyniku. Już z powyższych liczb, stojących do siebie co do zakresu trwania granicy płynności

w stosunku 1 : 1000

(t. zn. wartości obliczone przez autora polemiki = 1, a rezultaty eksperymentalne osiągnięte przeze mnie = 1000), niedwuznacznie wynika, że zjawiska zachodzące na granicy płynności można uważać za prawie zupełnie statyczne i że nie może być mowy o jakim kolwiek pominięciu czynników ruchu (kinetycznych), w przeprowadzonych przeze mnie badaniach; czynniki takie przy elastycznym lub też bezpośrednim obciążeniu istnieją jedynie na papierze i nie mają żadnego związku z faktami zachodzącymi w rzeczywistości.

To, co powyżej powiedziano w ogólnych zarysach, zasadniczo mogłoby już w zupełności wystarczyć do zamknięcia dalszej dyskusji na ten temat. Celem jednak dokładniejszego wy-

[1]) Przegląd Mechaniczny, Nr. 7, rok 1936, str. 203 i 204.

jaśnienia dodaję jeszcze, jak to było w mojej pracy uwzględnione, że odcinek b—c, (Fig. 2 i Fig. 2a), który się powoli wykształcił, dla stali miękkiej nie przebiega równolegle do osi wydłużenia lecz (jak to również z przytoczonych wykresów wynika) stale tworzy zaznaczający się kąt „alfa" z osią odciętych. Przebieg krzywej na granicy płynności jest więc wg. Fig. 2 i 2a zasadniczo odmienny od podstawowych założeń przyjętych w polemice na podstawie Fig. 1. Zresztą w pracy mojej wyraźnie to podkreśliłem, pisząc na stronie 209: „Jeśliby jednak w danym przypadku masy siłomierza nie mogły w tak krótkim czasie nadążyć za spadkiem obciążenia, to powinien wystąpić na granicy płynności poziomy, nigdy jednak stale wznoszący się odcinek krzywej (siła — droga), jak to miało miejsce dla stali miękkiej".

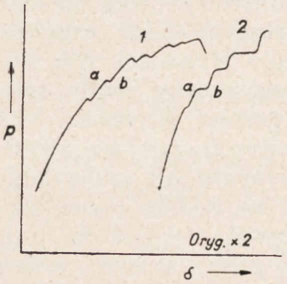


Fig. 3.

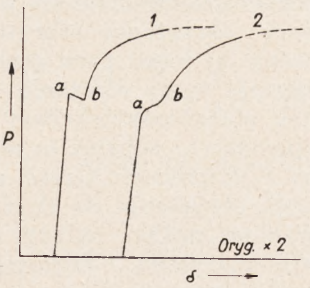


Fig. 4.

Dla uniknięcia ewentualnych dalszych wątpliwości w tym względzie należy wskazać na próbę, wykonaną na materiale (Duralumin świeżo hartowany), który rzeczywiście przy spadku obciążenia i zwykłym obciążeniu wykazuje nagłe zmiany długości (Fig. 3, *a—b*, diagr. Nr. 1). Jak to było do przewidzenia, spadek obciążenia przy bezpośrednim obciążeniu, lub przy obciążeniu przy pomocy sprężyn nie występuje, lecz zaznacza się jako odcinek krzywej równoległy do osi wydłużenia. Przebieg ten zachodzi nagle i w czasie może być ledwo uchwycony $<$ 0,1 sek., Fig. 3, *a—b*, diagr. Nr. 2). W tym przypadku siłomierz nie może podążyć za nagłymi zmianami obciążenia, tak że (stosownie do Fig. 1) otrzymuje się dla duraluminium zasadniczo inny wykres, niż to ma miejsce w Fig. 2. dla stali miękkiej[1]).

Aby możliwie wyczerpująco uzupełnić materiał dotyczący rzekomego działania mas, przeprowadzono jeszcze równolegle próbę na maszynie na rozciąganie bez siłomierza wahadłowego z dużą masą, wskazującej obciążenie przy pomocy spiralnych sprężyn[2]).

Również i tutaj przy włączeniu sprężyny między głowicę uchwytową i ramę maszyny (co w polemice uważane jest za znacznie szkodliwsze niż masy przy bezpośrednim obciążeniu ciężarami), wykres Fig. 4, diagr. Nr. 2, odpowiada Fig. 2, t. zn. stale wznoszącej się krzywej z zaznaczonym kątem wzniesienia przy granicy płynności. I w tej próbie nie ma więc żadnych oznak dynamicznego przebiegu zjawiska, jak to autor polemiki wyliczył.

Warto zaznaczyć, że maszyna bez sprężyn wykazuje prawie zupełnie inny przebieg granicy płynności (a—b, Rys. 1, Fig. 4) niż normalna maszyna; różnica między tymi dwoma maszynami polega przeważnie na przekładni dynamometrycznej.

Charakterystycznym jest dla polemiki, że autor jej wybrał tylko małe części z moich prac eksperymentalnych i odpowiednio dostosował je do swej przedłożonej teorii. Jest między innym zupełnie niezrozumiałym dlaczego autor polemiki użył z zestawienia Rys. 10[3]), reprodukowany na Fig. 5, który przedstawia wyniki całego szeregu różnych prób ze sztucznie odtworzoną granicą płynności, akurat diagr. 6 (Fig. 5), jako rozstrzygający i to w sensie, że diagram ten sam jako taki ma wyjaśnić i wykazać słuszność wysuniętych w odpowiedzi założeń. Jak mało zrozumienia wykazuje ogłoszona polemika dla przebiegu próby na rozciąganie, widać z wyciągniętych z tej części mojej pracy zupełnie nieuzasadnionych wniosków. Próba ze sztucznie odtworzoną granicą płynności wykazuje tylko, że przy bezpośrednim obciążeniu ciężarami przy granicy płynności, nie tylko nie otrzymuje się poziomego odcinka jak na Fig. 1, lecz że nawet, w przeciwieństwie do obliczeń autora, siłomierz z dźwignią i masami obciążającymi tak jeszcze reaguje, że kierunek odcinka *a—b* wykazuje lekko spadkową tendencję. Przy bezpośrednim obciążeniu i nagle spadającym obciążeniu, możliwy jest nie tylko poziomy bieg krzywej na wykresie, ale siłomierz może nawet wykazać w tym przypadku górną i dolną granicę płynności, podobnie do wykresu Nr. 3, Fig. 5 (Rys. 10[3]) i diagr. Nr. 1, Fig. 4, (Rys. 11[4])), które otrzymano na małej maszynie Amsler'a przy normalnym obciążeniu mechanicznym. Tym samym górna i dolna granica płynności nie są w żadnym razie „wyeliminowane", jak się wyraża autor polemiki, lecz są mniejwięcej tak zaznaczone jak na wykresie małej normalnej maszyny Amsler'a. W jaki sposób jednak autor dochodzi do końcowych wniosków, że wyniki tego eksperymentu są zaprzeczeniem moich poglądów — jest dla mnie zupełną tajemnicą.

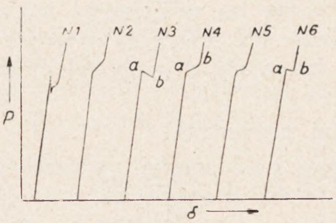


Fig. 5.

[1]) Wiad. Inst. Met., str. 102, Rok 3, Nr. 2.
[2]) Wiad. Inst. Met., str. 103, Rok 3, Nr. 2.

[3]) Przegląd Mechaniczny, 1936, Nr. 7, str. 203.
[4]) Wiad. Inst. Met., rok. 3, Nr. 2, str. 103, 1936 r.

Jak wyżej wspomniano, w polemice potraktowano tylko bardzo nieznaczną część opublikowanych przeze mnie prac eksperymentalnych. Dla otrzymania dyskusji owocnej niedopuszczalnym jednak jest przemilczenie całego szeregu miarodajnych eksperymentów a korzystanie tylko z tych które wydają się wygodne, i to tłomacząc je w sposób fałszywy.

Autor przeoczył między innymi, że:

1) na normalnej maszynie na rozciąganie Amsler'a o sile 300 kg (0,3 Z 44) w przeciwieństwie do zwykłej 5-cio tonnowej maszyny, otrzymano wykres, który również nie wykazuje żadnego spadku przy granicy płynności[1]).

2) istnieją wykresy[2]), w których przedstawiono szybkość płynięcia przy granicy płynności, sporządzone na podstawie wyczerpujących prób, zarówno dla zwykłej maszyny jak również dla maszyny o bezpośrednim obciążeniu ciężarami.

Poza tym przeoczył:

3) wzięcie pod uwagę stosunków przekładniowych różnych maszyn na rozciąganie, które wyczerpująco potraktowano w przedłożonych pracach; wyniki te mają podstawowe znaczenie dla kształtu diagramu różnych maszyn na rozciąganie[3]).

4) bliższe wniknięcie w 3 zasadnicze rodzaje obciążenia, a mianowicie: sztywno związane, elastycznie związane i bezpośrednie obciążenie i ich wpływ na kształt diagramu[4]).

5) zajęcie stanowiska co do wykresu odpowiadającego świeżo zahartowanemu duraluminium, a które w dużym stopniu mogłoby się przyczynić do wyjaśnienia sprawy w porównaniu z miękką stalą[5]).

6) bliższe rozpatrzenie i uznanie tego, że na maszynie, która odpowiada warunkom obliczeniowym autora, t. j. bez dużych mas działających dynamicznie wg. Fig. 4, Rys. 2, i zmian szybkości, wykres otrzymany przy włączeniu sprężyny jest zupełnie identyczny z powstającym przy bezpośrednim obciążeniu ciężarami[6]).

Z tego więc wynika, że w polemice omówiono tylko krótko ułamek opublikowanych przeze mnie prac eksperymentalnych, by skolei wyciągnąć z nich daleko idące negatywne wnioski. Dla wyjaśnienia zagadnienia górnej i dolnej granicy płynności, tego rodzaju dyskusje nie mogą być w żadnym razie pożądane. Gdyby ten problem, który już od 50-ciu lat czeka na wyjaśnienie, dał się rozwiązać na papierze, to wyjaśnienie nastąpiłoby już dawno. Owocną i twórczą dyskusję można przeprowadzić tylko na podstawie prac eksperymentalnych rozporządzających równowartościowym, obszernym i pouczającym materiałem, chociaż przeciwstawnym, jednak opartym również na doświadczeniach laboratoryjnych.

Zakończenie polemiki, w której tylko w jednym zdaniu wspomniane jest o spadku obciążenia przy rozerwaniu próbki i w której zupełnie pomieszany jest fakt ten z podobnym zjawiskiem przy granicy płynności — wskazuje na nierzeczowość całego podejścia i analizy tego problemu. Niemożliwym jest, jak autor utrzymuje, prowadzenie tu takiej samej dyskusji jak dla granicy płynności, a którąby miała być podstawą do wytłumaczenia spadku, obciążenia przed rozerwaniem się próbki. Przebieg zjawisk przy obciążeniu rozrywającym jest zupełnie różny od tegoż przy granicy płynności. Nie występuje tutaj wyraźnie zaznaczony nagły spadek obciążenia jak przy granicy płynności lecz zjawisko to odbywa tu w sposób zupełnie powolny i stopniowy. Część wykresu od maksymalnego obciążenia do chwili na krótko przed zerwaniem próbki należy uznać również za prawie statyczną; dopiero przy samym końcu próby bezpośrednio przed zerwaniem, statyczny przebieg rozciągania przechodzi w dynamiczny. Również tutaj zachodzą zupełnie odmienne stosunki od występujących w przebiegu naprężenie — wydłużenie przy granicy płynności.

Reasumując należy stwierdzić, że podniesiona polemika została oparta na odłamkach prac doświadczalnych i wychodzi z całkowicie fałszywych i niewytrzymujących krytyki założeń, a autor jej dochodzi, tym samvm, do nieuzasadnionych wniosków, przeczącvch zupełnie eksperymentalnie uzyskanym liczbowym wynikom.

Ogólnie trzeba jeszcze powiedzieć, że zagadnienie górnej i dolnej granicy płynności w żadnym razie nie dojrzało jeszcze do szerszej dyskusji w czasopismach, a najwyżej może być uprzednio rozpatrzone w ramach specjalnej sekcji powołanej do tego celu, na wzór zagraniczny (n. p. w U. S. A. i w Niemczech, gdzie istnieje podkomisja dla badania granicy płynności żelaza i stali, składająca się z przodujących specjalistów w tej dziedzinie).

Polemiki w czasopismach nie mogą doprowadzić do pozytywnego rozwiązania; są one tylko nieproduktywną stratą czasu. Z tego powodu przeciwstawiam się prowadzeniu dalszych dyskusyj na ten temat na łamach czasopism, a pracując dalej nad tym zagadnieniem będę bez polemiki ogłaszał wyniki prac doświadczalnych w miarę ich przeprowadzania. Tę formę samodzielnych prac mogę też polecić wszystkim tym, którzy się rzeczowo tym zagadnieniem interesują.

---

[1]) Przegląd Mechaniczny, Nr. 24, str. 829, 1935 r., rys. 8, Nr. 3, i Nr. 24, str. 830, 1935 r., rys. 9, Nr. 3.

[2]) Przegląd Mechaniczny, Nr. 7, str. 204, 1936 r., rys. 1 i 2.

[3]) Przegląd Mechaniczny, Nr. 7, str. 206, 1936 r., Rys. 4.

[4]) Przegląd Mechaniczny, Nr. 7 ,str. 205—207, 1936 r.

[5]) Wiad. Inst. Met., rok 3, Nr. 2, str. 102, Ryr. 9 i 10.

[6]) Wiad. Inst. Met., rok 3, Nr. 2, str. 103, Rys. 11.

UWAGI DO „ANALIZY WYKRESU WYTRZYMAŁOŚCIOWEGO"

Inż. KAZIMIERZ WOLSKI

W artykule p. t. powyższym w N-rze 10 „Techn. Now. Lotn." wzór (8) może wzbudzić zastrzeżenie czytelnika z powodu pominięcia w nim siły Q — ciężaru wahadła. Uprzedzając zawczasu zarzut ten, chcę pokazać, że wobec małej zmiany kąta φ w zakresie wydłużenia bc (rys. 4) podany wzór (8), jako pierwsze przybliżenie, jest wystarczający.

Na układ maszyny działają (na końcowe ogniwa) siły: Q i σF. Siłę Q działającą na wahadło można zastąpić przez siłę $Q \frac{al}{br} \operatorname{tg} \varphi$, przyłożoną do uchwytu górnego i skierowaną pionowo do góry. Dokładny wzór odpowiadający wzorowi (8) będzie więc:

$$\ddot{\psi} b = \left(Q \frac{al}{br} \operatorname{tg} \varphi \quad \sigma F \right) : \left(\frac{a^2 \Theta_2}{b^2 r^2 \cos \varphi} + \frac{\Theta_1}{b^2} \right) \quad (8')$$

Przed spadkiem σF t. j. aż do zakresu *(ab)* (rys. 4) będzie:

$$\ddot{\psi} b = 0, \quad Q \frac{al}{br} \operatorname{tg} \varphi = \sigma F \quad . \quad . \quad (\alpha)$$

Na początku zakresu (ab) będzie:

$$Q \frac{al}{br} \operatorname{tg} \varphi - \sigma F = \Delta \sigma F \quad . \quad . \quad . \quad (\beta)$$

oraz

$$\ddot{\psi} b = \Delta \sigma F : \left(\frac{a^2 \Theta_2}{b^2 r^2 \cos^2 \varphi} + \frac{\Theta_1}{b^2} \right) \quad . \quad . \quad (8)$$

Na końcu zakresu *(ab)*, biorąc pod uwagę (β), będzie:

$$Q \frac{al}{br} \operatorname{tg} (\varphi + \Delta \varphi) - \sigma F = \Delta \sigma F - Q \frac{al}{br} \frac{\Delta \varphi}{\cos^2 \varphi}$$

oraz

$$\ddot{\psi} b = \left(\Delta \sigma F - Q \frac{al}{br} \frac{\Delta \varphi}{\cos^2 \varphi} \right) : \left(\frac{a^2 \Theta_2}{b^2 r^2 (\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi \, \Delta \varphi)} + \frac{\Theta_1}{b^2} \right) \quad . \quad . \quad (8'')$$

Jako drugie przybliżenie $\ddot{\psi} b$ otrzymamy wynik wstawiając do wzoru (8") $\Delta \varphi$ przeliczone z pierwszego przybliżenia. Biorąc znane warunki (na str. 212) oraz przyjmując $v = 0{,}1$ mm/sek.

$$\Delta \psi b = \frac{b}{a} r \cos \varphi \, \Delta \varphi = \frac{2{,}4}{2} 0{,}064^2 +$$

$$- 0{,}1 \cdot 0{,}64 = - 0{,}0015 \text{ mm})$$

skąd

$$\Delta \varphi = - 0.00035$$

Z wzoru (α) mamy, przy $\sigma F = 500$ i $\varphi = 30^\circ$, $Q = 6$ kg

Przeliczając $\ddot{\psi} b$ podług wzorów (8) i (8") przekonamy się, że różnica wynosi przy zadanych warunkach zaledwie o 0,9%, mianowicie wzór (8") daje $\ddot{\psi} b$ o 0,9% większe niż wzór (8).

Otrzymane więc poprzednio wyniki mają dokładność wystarczającą.

KILKA UWAG O MOŻLIWOŚCIACH SAMOLOTÓW

F. S. BARNWELL

Z oryginału p. t. „Some Notes on Aircraft Possibilities", Journal of the Royal Aeronautical Society, March 1936, przetłomaczył por. inż. M. Kaczanowski.

Praca niniejsza jest próbą sprawdzenia tego, co może być dokonane w dziedzinie osiągów samolotów, przy użyciu istniejących materiałów i obecnym stanie wiedzy konstrukcyjno-lotniczej. Ani dane użyte do obliczeń ani same sposoby obliczeń nie są nowością. W obliczeniach zastosowano jedynie wzory ogólnie używane przez konstruktorów, nie należy więc spodziewać się absolutnej ścisłości otrzymanych wyników. Mimo to są one dostatecznie ścisłe, aby można ich było użyć do celów porównawczych

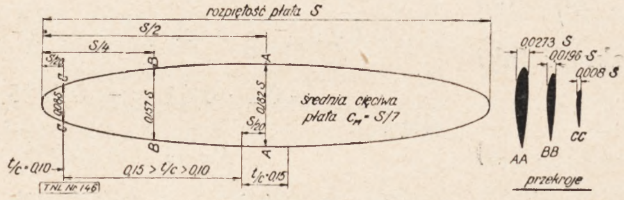
Szczegółowo opracowane sposoby obliczeń podano na końcu pracy w załącznikach. Zrobiono to w celu całkowitego wyjaśnienia drogi, jaką autor doszedł do poszczególnych wyników. Umożliwi to zainteresowanym przeliczenie innych przykładów lub zmodyfikowanie samych sposobów obliczeń.

Ze względu na niezupełną ścisłość wyników obliczeń może się wydawać niepotrzebne podawanie ich z tak dużą ilością znaków dziesiętnych, jak to robi autor. Zrobiono to jednak dla zapewnienia dostatecznej ścisłości wyników porównywania wielkości o bardzo małej wartości bezwzględnej.

Praca niniejsza ogranicza się tylko do rozpatrzenia samolotów, ponieważ ten typ aerodyn zawsze pozostanie typem najszybszym, a zda-

niem autora wyższość samolotów w porównaniu do innych środków transportowych polega właśnie na ich szybkości.

Zasadniczą cechą samolotu są płaszczyzny nośne (skrzydła). Ponieważ praca niniejsza zajmuje się przede wszystkim zagadnieniem szybkości samolotu, więc ograniczymy się przy analizie tylko do rozpatrzenia samolotu o skrzydłach wolnonośnych (z pokryciem pracującym). Nie należy jednak z tego wnioskować, że jednopłat jest uważany za typ lepszy niż dwupłat. Każdy z tych typów posiada swoje specjalne cechy dodatnie. W wypadkach, gdy wymagane są sterowność, zwrotność i małe wymiary zewnętrzne, dwupłat jest lepszy od jednopłata. Przy tej samej szybkości minimalnej ciężar konstrukcji dwupłata jest mniejszy niż jednopłata, stąd jego ciężar użyteczny jest większy. Gdy jednak wymagana jest duża szybkość i wzbijalność, wtedy jednopłat posiada zdecydowaną wyższość nad dwupłatem.



Rys. 1.

Na rys. 1 pokazany jest płat nośny o obrysie eliptycznym, wydłużeniu równym 7 i największej grubości profilu — 15%. Eliptyczny obrys płata przyjęto ze względu na to, że jest to obrys idealny pod względem aerodynamicznym; wydłużenie zaś równe 7 i największą grubość profilu 15% — ze względu na to, iż pozwalają na najlepszy kompromis pomiędzy doskonałością aerodynamiczną i ciężarem konstrukcyjnym. Powiększenie wydłużenia polepsza doskonałość aerodynamiczną skrzydła, ale powiększa ciężar konstrukcyjny przy tej samej powierzchni i wytrzymałości, zmniejszenie zaś grubości profilu powiększa ciężar konstrukcyjny przy tej samej wytrzymałości. W każdym wypadku przyjęcie innego wydłużenia lub grubości profilu, niż podane wyżej, dałoby stosunkowo mały zysk pod względem aerodynamicznym.

Przy zdecydowanym wyżej kształcie powierzchnia nośna płata A jest równa $\frac{S^2}{7}$ gdzie S jest rozpiętością płata. Należy wyjaśnić, że określenie „powierzchnia nośna płata" jest użyte tu (i w dalszym ciągu pracy) w jego ogólnie przyjętym znaczeniu, t. j. powierzchni otrzymanej przez zrzutowanie obrysu płata na płaszczyznę. Powierzchnia zewnętrznego pokrycia płata jest naturalnie większa niż podwojona „powierzchnia nośna płata", ale dla celów niniejszej pracy będzie dostatecznie ścisłe przyjęcie powierzchni pokrycia płata jako równo jego podwojonej powierzchni nośnej.

Rozpatrzmy teraz zagadnienie szybkości wypadku lotu samego skrzydła. Idealnym zespołem napędowym byłby taki zespół, który stawiałby oporu i miałby sprawność 100% (sprawność pociągowa — propulsive efficiency). Siła ciągu dawana przez taki idealny zespół napędowy będzie

$$T = 550\ b.h.p./v$$

gdzie T jest ciągiem wyrażonym w funtach, $b.h.p.$ — mocą rozwijaną przez zespół napędowy, v — szybkością powietrza w stopach na sekundę. Muszą być zrobione również dalsze założenia, mianowicie, że środek ciężkości płata zbiega się ze środkiem parcia powietrza i leży na linii ciągu.

Dla umożliwienia trwałego lotu poziomego przy powyższych założeniach siła nośna płata musi być równa jego ciężarowi W i opór D musi być równy ciągowi T. Należy także uwzględnić trzy parametry:

a) obciążenie jednostkowe powierzchni płata W/A w funtach na stopę^2;
b) obciążenie mocy $W/b.h.p.$ w funtach na konia mechanicznego;
c) gęstość powietrza ρ w funtach masy na stopę^3, której wartość maleje ze wzrostem wysokości.

Opór płata jest zwykle rozpatrywany jako suma oporu indukowanego D_i i oporu profilu D_p. Opór indukowany D_i równa się

$$D_i = \frac{2}{\pi} \cdot \left(\frac{L}{S}\right)^2 \cdot \frac{1}{\rho v^2}$$

gdzie L jest siłą nośną w funtach, S — rozpiętością płata w stopach, ρ — gęstością powietrza w funtach masy na stopę^3 i v — szybkością powietrza w stopach na sekundę. Dla szczególnego wypadku rozpatrywanego płata, gdzie siła nośna równa się ciężarowi płata, a wydłużenie równa się 7 wzór powyższy przyjmie postać

$$D_i = \frac{1}{11} \cdot \frac{W^2}{A} \cdot \frac{1}{\rho v^2}.$$

Ponieważ są to równania podstawowe, więc w niniejszej pracy nie jest podane ich wyprowadzenie. Należy jednak przypomnieć, że opór indukowany jest oporem, którego istnienie jest konieczne do wytworzenia siły nośnej, lub ściślej oporem, który jest konieczny do wytworzenia siły prostopadłej do kierunku lotu.

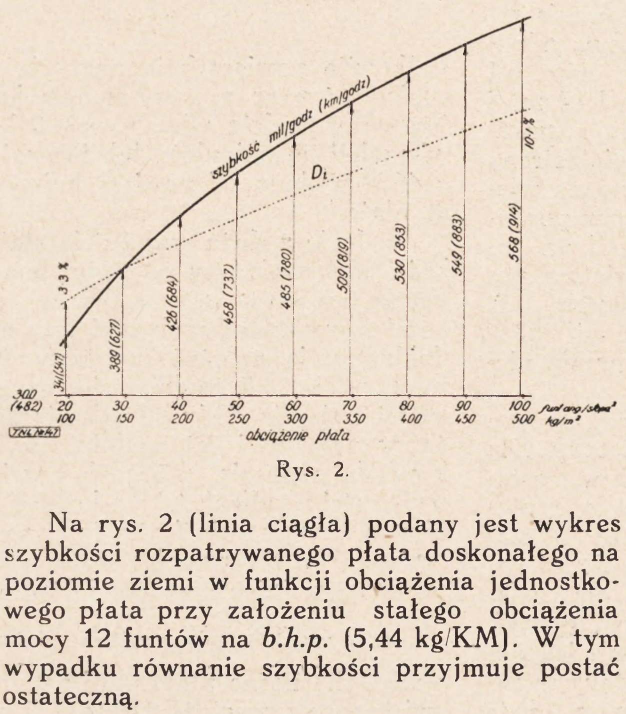
Opór profilu może być rozpatrywany jako składający się z dwu części: oporu tarcia powierzchniowego i oporu kształtu. Opór tarcia powierzchniowego jest nieunikniony, ponieważ musi zawsze istnieć tarcie pomiędzy każdą powierzchnią (najbardziej nawet gładką) a przepływającym nad nią powietrzem. Opór kształtu (spowodowany przez zły lub nieciągły kształt

mógłby być całkowicie usunięty przy doskonale ukształtowanym płacie na kątach natarcia nie większych niż, powiedzmy, 6° ponad położenie odpowiadające zerowej sile nośnej. Najmniejsza zmierzona wartość oporu tarcia powierzchniowego wynosi 0,0015 ρv^2 funtów na stopę² (0,0073 ρv^2 kg/m²) i odpowiada powierzchni polerowanego szkła. W pracy niniejszej przyjęto tę właśnie wartość oporu tarcia powierzchniowego jako najmniejszą możliwą. Wartość 0,0015 ρv^2 funtów na stopę², będzie uważana nadal za optimum oporu tarcia powierzchniowego (patrz załącznik Nr. 1).

Uważając, że dla doskonałego płata nie ma oporu kształtu, dochodzimy do wniosku, że opór profilu D_i dla tego płata składa się jedynie z oporu tarcia powierzchniowego, odpowiadającego wartości optimum. Opór całkowity tego płata będzie więc równy jego oporowi indukowanemu D_i plus 0,003 $A \rho v^2$.

Równanie szybkości w wypadku rozpatrywanego płata przyjmie więc postać

$$\frac{1}{11} \cdot \frac{W^2}{A} \cdot \frac{1}{\rho v^2} + 0{,}003\, A\, \rho v^2 = 550\, b.h.p./v.$$



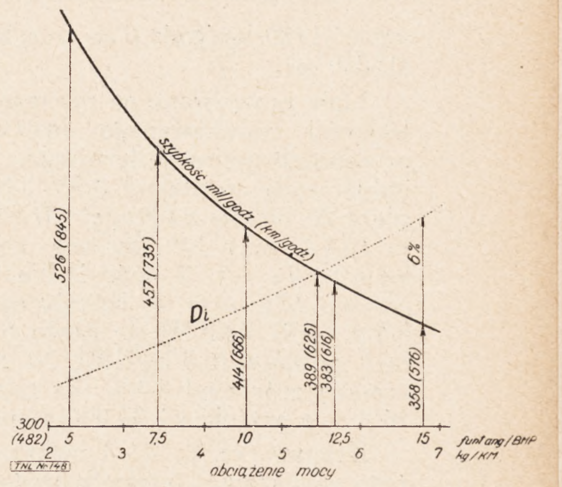
Rys. 2.

Na rys. 2 (linia ciągła) podany jest wykres szybkości rozpatrywanego płata doskonałego na poziomie ziemi w funkcji obciążenia jednostkowego płata przy założeniu stałego obciążenia mocy 12 funtów na *b.h.p.* (5,44 kg/KM). W tym wypadku równanie szybkości przyjmuje postać ostateczną.

$$W^2/0{,}0021725\, v + 0{,}00008532\, v^3 = 550\, W$$

gdzie W jest w tym wypadku obciążeniem jednostkowym płata w funtach na stopę kwadratową i v szybkością w stopach na sekundę (patrz załącznik Nr. 2). Szybkość rośnie od 341 mil na godzinę (547 km/godz.) przy obciążeniu płata 20 funtów na stopę² (97,65 kg/m²) do 568 mil na godzinę (914 km/godz.), przy 100 funtach na stopę² (488,24 kg/m²).

Na rys. 3 (linia ciągła) podany jest wykres szybkości na poziomie ziemi w funkcji obciążenia mocy przy założeniu stałego obciążenia jed-



Rys. 3.

nostkowego płata 30 funtów na stopę² (146,4 kg/m²). W tym wypadku równanie szybkoś przybiera postać (patrz załącznik Nr. 3).

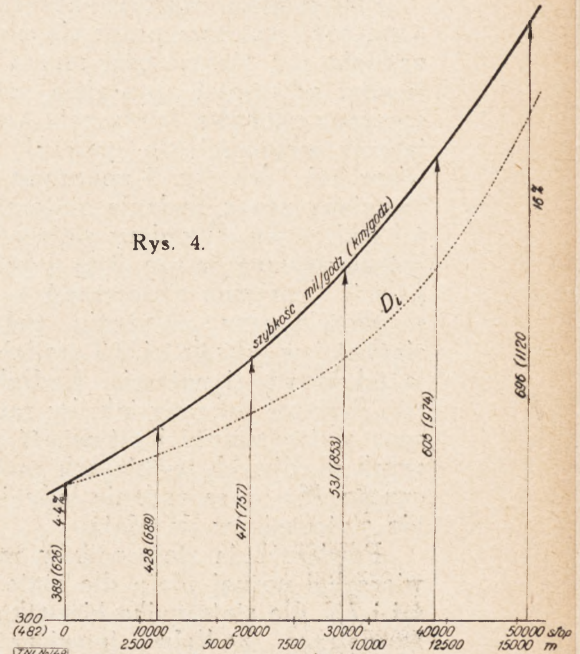
$$34.500/v + (0{,}0711/10^4)\, v^3 = 16.500/(W/b.h.p$$

Szybkość spada z 526 mil na godzi (845 km/godz), przy obciążeniu mocy 5 funtó na *b.h.p.* (2,27 kg/KM) do 358 mil na godzi (576 km/godz) przy 15 funtach na *b.h.* (6,8 kg/KM).

Na rys. 4 (linia ciągła) podany jest wykr szybkości w funkcji wysokości przy założen stałego obciążenia mocy 12 funtów na *b.h.* (5,44 kg/KM) i stałego obciążenia jednostkow go płata 30 funtów na stopę² (146,47 kg/m² W tym wypadku równanie szybkości przybie postać (patrz załącznik Nr. 4)

$$81{,}82/\rho v + 0{,}003\, \rho v^3 = 1{,}375$$

Szybkość rośnie od 389 mil na godzinę (62 km/godz.) na poziomie morza do 696 mil na g



Rys. 4.

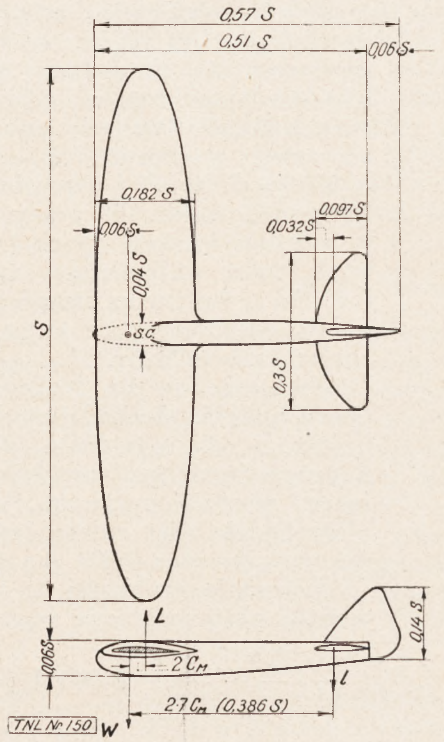
dzinę (1120 km/godz.) na wysokości 50.000 stóp (15250 m).

Linie przerywane na rys. rys. 2, 3 i 4 podają wartości indukowanego oporu wyrażonego w procentach oporu całkowitego. Na rys. 2 opór indukowany rośnie od 3,3% przy obciążeniu płata 20 funtów na stopę^2 (97,65 kg/m^2) do około 10,1% przy 100 funtach na stopę^2 (488,24 kg/m^2). Na rys. 3 opór indukowany rośnie od około 1,35% przy obciążeniu mocy 5 funtów na *b.h.p.* (2,27 kg/KM) do około 6% przy 15 funtach na *b.h.p.* (6,8 kg/KM). Na rys. 4 opór indukowany rośnie od 4,4% (na poziomie ziemi) do 16% (na wysokości 50.000 stóp) (15250 m).

Krzywe rys. 2, 3 i 4 wykazują korzyści dużego obciążenia jednostkowego płata, małego obciążenia mocy i dużych wysokości ze względu na osiągnięcie dużych szybkości. Jako reductio ad absurdum mógłby ktoś powiedzieć, że rozpatrywany przez nas płat doskonały ze swoim idealnym zespołem napędowym przy obciążeniu jednostkowym płata 100 funtów na stopę^2 (488.24 kg/m^2) i obciążeniu 5 funtów na *b.h.p.* (2,27 kg/KM) mógłby osiągnąć na wysokości 50.000 (15250 m) stóp szybkość 1.420 mil na godzine (2280 km/godz.). Jednak zabudowanie zespołu napędowego dającego 1.140 *b.h.p.*, odpowiadającego płatowi o rozpiętości 20 stóp (6,1 m), a stąd długości cięciwy 44 cali (1,12 m) i grubości profilu 6,5 cali (0,286 m), nasuwało by bardzo duże trudności. Z drugiej strony szybkość 1.420 mil na godzinę przewyższa więcej niż dwukrotnie szybkość dźwięku w powietrzu; już dla szybkości ponad 500 mil na godzinę (804 km/godz.), ściśliwość powietrza powoduje wzrost oporu i spadek siły nośnej tak, że otrzymana wartość szybkości 1.420 mil (2280 km/godz.) na godzinę staje się zupełnie nieścisłą.

Płat o dużej wartości doskonałości aerodynamicznej jest sam przez się niestateczny. Dla nadania mu stateczności muszą być w dostatecznej odległości za płatem umieszczone płaszczyzny ogonowe (statecznik kierunku i statecznik wysokości) o pewnej określonej powierzchni. Na rys. 5 pokazany jest płat ustateczniony przez dodanie stateczników wysokości i kierunku. Wymiary stateczników i ich położenie podane na rys. 5 są dobrane tak, by zapewnić poprawną stateczność w locie z dużą szybkością przy założeniu położenia środka ciężkości w odległości 0,3 średniej cięciwy płata od krawędzi natarcia. Kadłub pokazany na rys. 5 został dobrany tak, by zapewnił dostateczną wytrzymałość i sztywność przy najmniejszych możliwych wymiarach przekroju poprzecznego. Ma on za zadanie jedynie przymocowanie stateczników do płata.

Powierzchnia stateczników wynosi 16% powierzchni nośnej płata dla statecznika wysokości i 7% dla statecznika kierunku. Powierzchnia zewnętrzna kadłuba (powierzchnia pokrycia) wynosi około 46% powierzchni nośnej płata.



Rys. 5.

Całkowita powierzchnia pokrycia płata ustatecznionego wraz z powierzchnią kadłuba i stateczników będzie więc równa 2,92-krotnej powierzchni nośnej płata lub inaczej mówiąc jest o 46% większa od powierzchni pokrycia samego płata.

W locie z dużą szybkością statecznik wysokości jest obciążony od dołu, ponieważ środek parcia powietrza leży w tyle za środkiem ciężkości. Przy dużej szybkości lotu można z dużą dokładnością założyć położenie środka parcia w odległości 0,5 średniej cięciwy płata od krawędzi natarcia. Gdy środek ciężkości znajduje się w odległości 0,3 średniej cięciwy płata od krawędzi natarcia, a środek parcia statecznika wysokości w odległości 2,7-krotnej cięciwy średniej za środkiem ciężkości, to ze względu na wyważenie (ustatecznienie) konieczne jest obciążenie tego statecznika ku dołowi wynoszące

$$(0{,}5 - 0{,}3)\ (2{,}7 - 0{,}2)\ W = 0{,}08\ W$$

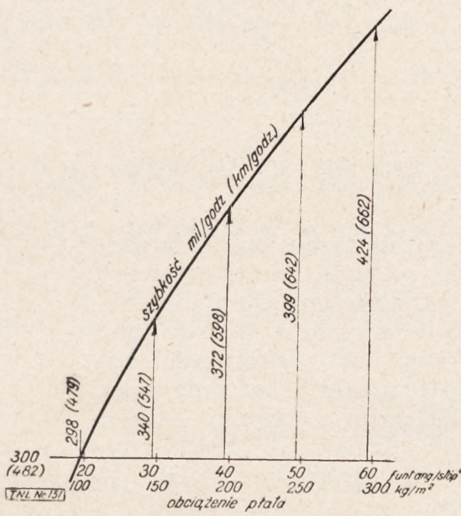
a więc siła nośna płata musi na skutek tego być zwiększona o wartość $0{,}08W$, t. j. powiększy się ona 1,08-krotnie.

Z podanego wyżej równania oporu indukowanego wynika, że gdy siła nośna wzrośnie do wartości 1,08 W, to opór indukowany płata musi wzrosnąć $1{,}08^2 = 1{,}166$-krotnie, t. j. musi wzrosnąć o 16,6%. Z równania tego wynika także, że gdy siła nośna statecznika wysokości wynosi 0,08 W i jego rozpiętość równa się 0,3 rozpiętości płata, to opór indukowany musi być równy $(0{,}08/0{,}3)^2 = 0{,}071$ lub 7,1% oporu indukowanego samego płata.

Stąd opór indukowany płata ustatecznionego jest o 23,7% większy od oporu indukowane-

go samego płata, zaś opór tarcia powierzchniowego większy o 46%. Zakładamy w dalszym ciągu brak oporu kształtu, optymalną wartość oporu tarcia powierzchniowego oraz brak oporu, spowodowanego wzajemnym oddziaływaniem części (the interference drag).

Wzajemne oddziaływanie części jest czynnikiem, który może być usunięty całkowicie lub w dużej części przez staranne zaprojektowanie kształtu zewnętrznego. T. zw. kadłub opływowy wywołuje tylko opór tarcia powierzchniowego, ponieważ powietrze może przepływać bez zaburzeń. Jeśli jednak dwa ciała o doskonałym kształcie aerodynamicznym zostaną połączone razem lub umieszczone blisko siebie w sposób niekorzystny, to strugi powietrza przepływające nad jednym ciałem będą oddziaływały na drugie ciało, co wywoła zaburzenia, powodujące wzrost oporu.



Rys. 6.

Na rys. 6 podana jest krzywa szybkości płata ustatecznionego w pobliżu ziemi przy stałym obciążeniu mocy 12 funtów na *b.h.p.* (5,44 kg/KM). W tym wypadku równanie szybkości przyjmie postać (patrz załącznik Nr. 2)

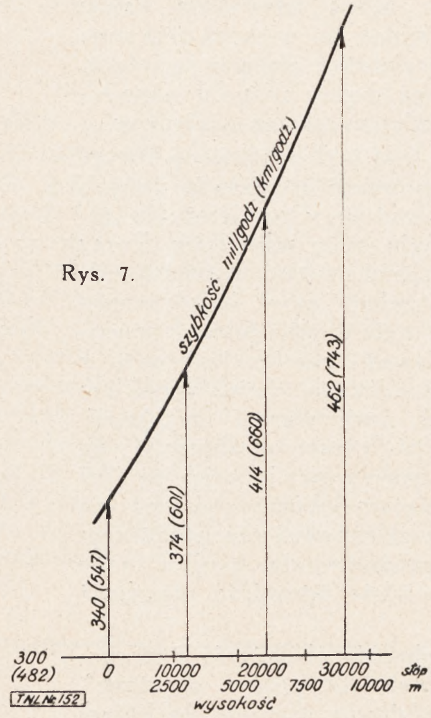
$$W^2/0{,}001756\, v + 0{,}0001246\, v^3 = 550\, W$$

Szybkość rośnie od 298 mil na godzinę (479 km/godz.) przy obciążeniu powierzchni płata 20 funtów na stopę² (97,65 km/m²) do 424 mil na godzinę (681 km/godz.) przy obciążeniu 60 funtów na stopę² (292,95 kg/m²).

Na rys. 7 podana jest krzywa szybkości płata ustatecznionego przy stałym obciążeniu powierzchni płata 30 funtów na stopę² (146,47 kg/m²) i stałym obciążeniu mocy 12 funtów na *b.h.p.* (5,44 kg/KM). W tym wypadku równanie szybkości przyjmie postać (patrz załącznik Nr. 4)

$$101{,}2/\rho v + 0{,}00438\, \rho\, v^3 = 1{,}375$$

Szybkość rośnie od 340 mil na godzinę (547 km/godz.) w pobliżu ziemi do 462 (743 km/godz.)



Rys. 7.

mil na godzinę na wysokości 30.000 stóp (9150 m).

Płat ustateczniony jest więc około 12,5% wolniejszy od samego płata, inaczej mówiąc dodanie do płata stateczników spowodowało obniżenie jego szybkości o około 12,5%.

Ten bardzo wyraźny spadek szybkości mógłby być argumentem dla zwolenników budowy samoskrzydłowców (samolotów bezogonowych). Jednak samoskrzydłowiec musi mieć płat o dużej t. zw. strzale i znacznym zagięciu krawędzi spływu ku górze oraz dodatkowe powierzchnie sterowe na końcach płata. Fakt ten powoduje to, iż przy równej stateczności i sterowności samoskrzydłowiec nie może posiadać mniejszego oporu indukowanego, niż normalnie ustateczniony płat. Także powierzchnia pokrycia samoskrzydłowca przy podobnych założeniach nie jest mniejsza od powierzchni pokrycia płata normalnie ustatecznionego.

Krzywe szybkości płata ustatecznionego podkreślają ponownie wartość wielkich wysokości i dużych obciążeń powierzchni płata dla osiągnięcia dużych szybkości.

Duże obciażenie powierzchni płata jest korzystne nie tylko ze względu na osiągnięcie dużych szybkości, ale pociąga za sobą zmniejszenie ciężaru konstrukcji. Jaśniej wpływ dodatni dużego obciążenia powierzchni płata może być przedstawiony następująco. Niech powierzchnia nośna samolotu o pewnym stałym ciężarze stopniowo powiększa się. Wtedy obciażenie powierzchni płata będzie stopniowo malało, jednak ciężar konstrukcji płata będzie wzrastał, a szybkość będzie malała. Stosowanie bardzo dużych obciażeń powierzchni płata jest ograniczone ze względu na start i lądowanie.

Małe obciążenie mocy powoduje także wzrost szybkości. Jednak im większa jest moc przypadająca na jednostkę ciężaru samolotu, tym większy musi być ciężar zespołu napędowego, a więc tym mniejszy ciężar użyteczny.

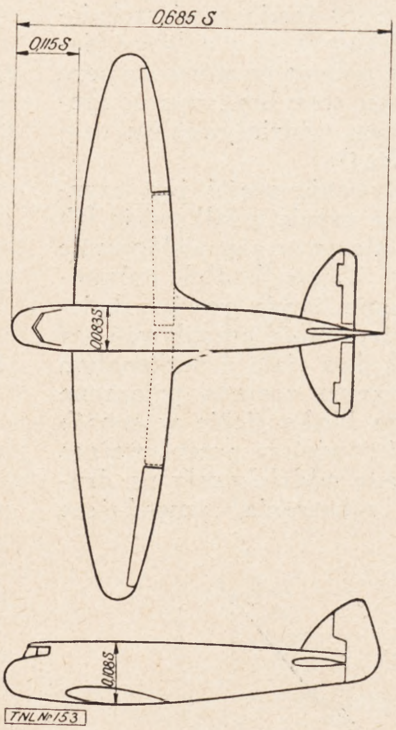
Wielka wysokość lotu jest oczywiście korzystna ze względu na możność osiągnięcia dużych szybkości lotu, ponieważ przy zmniejszeniu gęstości powietrza maleje opór szkodliwy. Przez opór szkodliwy rozumie się w tym wypadku całkowity opór za wyjątkiem oporu indukowanego; opór indukowany rośnie, gdy gęstość powietrza maleje, ale ponieważ opór ten jest mały w porównaniu do szkodliwego, więc wynikiem zmniejszenia gęstości jest wzrost szybkości. Jednak wysokość lotu jest ograniczona ze względu na wygodę pasażerów; im większa jest wysokość, tym trudniejsze i kosztowniejsze (ze względu na ciężar) jest zapewnienie pasażerom wygody. Trudność zahamowania spadku mocy zespołu napędowego także ogranicza wysokość lotu.

Autor sądzi, że obecnie obciążenie powierzchni płata, wynoszace 30 funtów na stopę^2, (146,47 kg/m^2), przedstawia granicę, do której może być jeszcze zapewnione dobre lądowanie przy zastosowaniu najlepszych klap i hamulców. Poza tym takie obciążenie powierzchni płata łącznie z obciążeniem mocy do 12 funtów na *b.h.p.* (5,44 kg/KM) może zapewnić dobry start przy zastosowaniu najlepszych klap i śmigieł o nastawnym skoku. Wysokość 10.000 stóp (3050 m), zdaniem autora, przedstawia przybliżoną granicę, zapewniającą pasażerom wygodę bez uciekania się do specjalnego wyposażenia.

Przy założeniach ustalonych wyżej, a mianowicie 30 funtach na stopę^2 obciążenia powierzchni płata, 12 funtach na *b.h.p.* obciążenia mocy i maksymalnej wysokości lotu 10.000 stóp, szybkość samego płata równa się 389 mil na godzinę (625 km/godz.) w pobliżu ziemi i 428 mil na godzinę (689 km/godz.) na wysokości 10.000 stóp, podczas gdy szybkość płata ustatecznionego — 340 mil na godzinę (547 km/godz) przy ziemi i 374 mil na godzinę (601 km/godz.) na wysokości 10.000 stóp.

Samolot w kształcie ustatecznionego płata przedstawiony na rys. 5 posiada kadłub o przekroju zbyt małym, aby mógł być wykorzystany dla celów transportowych. Możliwe by to było tylko w wypadku bardzo dużego samolotu. Również ukształtowanie kadłuba przedstawione na tym rysunku jest niekorzystne. Ze względu na prawidłowe umieszczenie środka ciężkości konieczne jest wysunięcie kadłuba do przodu o pewną odległość od krawędzi natarcia płata.

Na rys. 8 pokazany jest płat ustateczniony z kadłubem, którego wymiary, w porównaniu do wymiarów płata, są zbliżone do rzeczywistości. Powierzchnia pokrycia takiego kadłuba jest 1,02 razy większa od powierzchni pokrycia płata. Stąd całkowita powierzchnia pokrycia



Rys. 8.

wyniesie obecnie 3,48 powierzchni pokrycia płata, będzie więc o 74% większa od tej ostatniej. Dla umożliwienia sterowania podczas lotu samolot musi posiadać powierzchnie sterowe jako powierzchnie dodatkowe lub jako części powierzchni płata i stateczników. Płat musi mieć wydzielone lotki, statecznik wysokości — ster wysokości i statecznik kierunku — ster kierunku. Wydzielenie to musi naturalnie zwiększyć opór tych powierzchni.

Doświadczenia wykazują, że opór płata z dobrze okrytymi odciążonymi lotkami wzrasta o około 0,00045 v^2 funtów na stopę^2 (0,00214 ρ v^2 kg./m^2) pow. płata. Stąd jeśli opór części płata zaopatrzonej w lotki wzrasta o 15% optymalnego oporu tarcia i jeśli lotki znajdują się na ⅓ rozpiętości płata, to wyniki z tego, że wydzielanie lotek powiększa opór płata o 5% optymalnego oporu tarcia. Doświadczenia wykazują także, że opór stateczników ze sterami powiększa się o około 0,0006 ρv^2 funtów na stopę^2 (0,0029 ρ v^2 kg/m^2) z powodu luki pomiędzy statecznikiem i sterem. Stąd wynika, że luki powiększają opór tych powierzchni o 20% optymalnego oporu tarcia.

Prócz tego należy zaznaczyć, że przednia część kadłuba musi posiadać oszkloną kabinę umożliwiającą pilotowi prowadzenie samolotu. Takie załamanie obrysu kadłuba powoduje wzrost oporu o około 11% jego optymalnego oporu tarcia.

Opór indukowany ustatecznionego i sterowalnego płata z kadłubem nadającym się do praktycznego wykorzystania i idealnym zespołem napędowym, jak na rys. 8, pozostanie równy

$D_i = (1{,}237/11)\ (W^2/A)\ (1/\rho\, v^2)$

Opór profilu płata równa się teraz

$(1{,}05\ .\ 0{,}0015\ .\ 2\ A)\ \rho\, v^2 = 0{,}00315\ A \rho\, v^2$

opór profilowy kadłuba

$(1{,}11\ .\ 0{,}0015\ .\ 2\ A)\ \rho\, v^2 = 0{,}0017\ A \rho\, v^2$

zaś opór profilowy usterzeń

$(1{,}2\ .\ 0{,}23\ .\ 0{,}0015\ .\ 2A)\ \rho\, v^2 = 0{,}00083\ A \rho\, v^2$

Należy zaznaczyć, że termin „opór profilowy" został użyty obecnie w znaczeniu oporów szkodliwych płata, kadłuba i usterzeń, ponieważ wzrost oporu spowodowany przez luki może być uważany jako należący do oporu zaburzeń, a nie do oporu tarcia powierzchniowego.

Gdy obciążenie powierzchni płata wynosi 30 funtów na stopę² (146,47 kg/m²) obciążenie mocy 12 funtów na b.h.p. (5,44 kg/KM) i sprawność zespołu napędowego równa się 100%, to równanie szybkości przyjmie postać (patrz załącznik Nr. 6)

$101{,}2/\rho\, v + 0{,}00568\ \rho\, v^3 = 1{,}375$

Z równania tego otrzymujemy, że szybkość wynosi 312 mil na godzinę (501 km/godz.) przy ziemi i 342 mil na godzinę (550 km/godz.) na wysokości 10.000 stóp (3050 m).

Porównywując te liczby z poprzednio otrzymanymi, widzimy, iż ustateczniony i sterowalny płat jest o około 8,5% wolniejszy od płata ustatecznionego i o około 20% od płata bez stateczników i sterów. Prócz tego należy stwierdzić, że gdy sprawność zespołu napędowego wynosi tylko 90% (zamiast przyjętych poprzednio 100%), to szybkość ustatecznionego i sterowalnego płata zmaleje do 299 mil na godzinę (479 km/godz.) w pobliżu ziemi i 328,7 mil na godzinę (528 km/godz.) na wysokości 10.000 stóp (3050 m), t. j. zmniejszenie szybkości wyniesie około 9%. (D. c. n.)

KONTROLA SKŁADU MIESZANKI PALIWO-POWIETRZE PRZY POMOCY ANALIZATORÓW SPALIN

G. D. BOERLAGE i L. A. PELETIER

Tłomaczone z oryginału p. t. „Mixture Strength in Petrol Engines Continuously Controlled by Electric Gas Analysers", Journal of the Royal Aeronautical Society, November 1936, str. 799—814, przez inż. J. Tuszyńskiego.

W przeciągu ostatnich paru lat wprowadzono stosowanie elektrycznych analizatorów składu spalin, posługując się nimi celem kontrolowania składu mieszanki paliwa z powietrzem, wprowadzanej przez gaźnik do silnika. Przyrządy te zostały już opisane w dawniejszej pracy [1*), jednak wzrost zainteresowania, z jakim się spotykają, zwłaszcza w lotnictwie, wskazuje na celowość dalszych badań nad ich zaletami i wadami. W związku z tym przeprowadzono próby przy użyciu analizatora lotniczego (Cambridge Aero Mixture Indicator, pochodzenia amerykańskiego) i samochodowego (Lantz-Phelps Motor Fuel Combustion Tester).

I. Podstawy teoretyczne

Zasada działania badanych przyrządów jest oparta na różnych przewodnościach cieplnych składników gazów, wydechowych. Odpowiednie dane zawiera tablica I, oparta na danych Landolt'a i Börnstein'a.

Jak wynika z powyższej tablicy, przewodność cieplna N_2, O_2 i CO jest praktycznie jednakowa. Przewodność cieplna CO_2 jest niższa,

Tablica I.

	Przewodność cieplna K kal/mh°C.	w stosunku do powietrza = 100
Dwutlenek węgla, CO_2	0,013	62
Tlenek węgla, CO	0,091	91
Azot, N_2	0,021	100
Tlen, O_2	0,021	100
Powietrze	—	100
Metan, CH_4	0,026	124
Wodór, H_2	0,150	715

podczas gdy H_2 ma znacznie wyższą przewodność cieplną. Z tego wynika, że badane analizatory składu spalin nie mierzą zawartości CO, a są wrażliwe przede wszystkim na zawartość w gazach wydechowych CO_2 i H_2. Otóż dobrze wiadomo, że skład gazów wydechowych ulega bardzo dużym zmianom zależnie od stosunku paliwa do powietrza w mieszance wchodzącej do cylindra.

Dla stosunku paliwa do powietrza, równego naprzykład 1 : 11 (0,09), któremu odpowiada w praktyce bardzo bogata regulacja gaźnika, wpływ stosunkowo niewielkiej zawartości H_2 o wysokiej przewodności cieplnej jest większy, aniżeli działający w przeciwnym kierunku wpływ większej ilości CO_2 o niskiej przewodno-

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, podanemu przy końcu artykułu.

ści cieplnej. Wskutek tego przewodność cieplna gazów wydechowych jest większa od przewodności powietrza.

Dla stosunku paliwa do powietrza, równego naprzykład 1 : 13 (0,077), któremu odpowiada w praktyce normalna regulacja gaźnika, zawartość H_2 w gazach wydechowych będzie niższa, zaś zawartość CO_2 wyższa, aniżeli w poprzednim wypadku. W otrzymanych gazach wydechowych przeciwny wpływ tych gazów będzie się równoważył, wskutek czego przewodność cieplna gazów będzie równa przewodności powietrza.

Dla stosunku paliwa do powietrza, równego naprzykład 1:14,8 (0,068), teoretycznie potrzebnego do spalenia przeciętnej benzyny (uboga regulacja gaźnika), gazy wydechowe nie będą zawierały H_2, zawartość CO_2 natomiast będzie niższa niż w poprzednim przykładzie. Wynika z tego, że przewodność cieplna gazów, otrzymanych przy spalaniu bardzo ubogich mieszanek, nie umożliwia oceny stosunku paliwa do powietrza w mieszance. Na szczęście, podobnie niskie stosunki paliwa do powietrza wychodzą poza zakres występujących w praktyce.

Powstaje zagadnienie, czy i w jakim stopniu zależność między przewodnością cieplną i stosunkiem paliwa do powietrza zależy od chemicznego składu paliwa i od warunków pracy silnika. Głównymi składnikami gazów wydechowych są N_2, CO_2, CO, H_2O, H_2, O_2 i CH_4 lub cięższe węglowodory. Znajomość zawartości czterech z nich dla paliwa o znanym stosunku H/C pozwala na obliczenie pozostałych jak również spółczynnika doboru powietrza (to znaczy rzeczywistego stosunku paliwa do powietrza podzielonego przez ten sam stosunek dla mieszanki teoretycznej). Literatura podaje szereg wyników analiz gazów wydechowych. Cenne dane znajdują się zwłaszcza w pracach ostatnio ogłoszonych [2, 3 i 4]. Z prac tych wynika, że gazy te zawierają zawsze niewielką zawartość tlenu, nawet przy bogatych mieszankach. Dla spółczynników doboru powietrza, przekraczających 1,0, zawartość ta może być przyjęta jako 0,3%. Jest rzeczą zrozumiałą, że dla spółczynników doboru powietrza mniejszych od jedności (mieszanki ubogie) zawartość tlenu przekracza 0,3%.

Zawartość CH_4 jest również bardzo niewielka, wahając się od 0,2 do 0,3% zależnie od składu mieszanki. Z dostateczną dokładnością zawartość ta może być ustalona na 0,25%.

Przyjęcie powyższych założeń, dotyczących zawartości O_2 i CH_4, zmniejsza ilość danych, potrzebnych dla określenia pozostałych zmiennych i spółczynnika doboru powietrza, do dwóch. Praktyka wskazuje na wystarczalność jednej zmiennej ze względu na stwierdzoną zależność między procentowymi zawartościami CO, CO_2 i H_2 w gazach wydechowych silnika spalinowego.

D'Alleva i Lovell (General Motors) [4] przypisują tę stałą zależność istnieniu równowagi w reakcji zwrotnej:

$$CO_2 + H_2 \rightleftarrows CO + H_2O$$

Twierdzą oni, że osiągnięty stan równowagi jest określony równaniem:

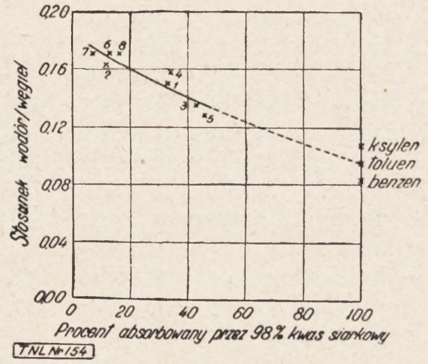
$$(CO \times H_2O) / (CO_2 \times H_2) = K \text{ (stała)}.$$

Stała równowagi zależy przede wszystkim od temperatury. Określona doświadczalnie średnia wartość K dla gazów wydechowych wynosi 3,77. Odchylenia od tej wartości były dość znaczne (średni błąd 10%), zważywszy jednak, że wartość K jest wyznaczana przez 4 zmienne, z pośród których w szczególności procentowa zawartość H_2 bywa zazwyczaj oznaczana ze stosunkowo dużym błędem, można przyjąć, że istotna wartość K ulega zmianom, nie przekraczającym wyżej podanej wielkości.

II. Wpływ stosunku H/C na wskazania przyrządu

Wrażliwość przyrządu na zawartość CO_2 i H_2 wskazuje na zależność jego wskazań od stosunku H/C w paliwie. Wynika z tego, że przyrząd może być wycechowany tylko dla pewnego określonego stosunku tych składników. Z tego wynika potrzeba ustalenia stosunków H/C dla różnych paliw i określenia wpływu tego stosunku na wskazania przyrządu.

Stosunek H/C dla związków parafinowych i naftenowych, wchodzących w skład normalnych benzyn nie wykazuje dużych różnic. Większe odchylenia wykazują jedynie pod tym względem węglowodory aromatyczne (benzen, toluen, ksylen), o stosunku H/C niższym, i alkohole (etylowy i metylowy), o stosunku H/C wyższym, aniżeli wymienione grupy związków.



Rys. 1. Zależność między stosunkiem wodoru do węgla a zawartością węglowodorów aromatycznych dla szeregu benzyn o różnych składach.

Rys. 1 podaje stosunek H/C dla różnych samochodowych i lotniczych benzyn, nie zawierających alkoholu. Jak należało oczekiwać, stosunek ten zależy dość wyraźnie od węglowodorów aromatycznych, znajomość zawartości których pozwala na wyznaczenie stosunku H/C w paliwie z dokładnością ± 0,01.

Wobec tego, że skala analizatora Cambridge została wycechowana dla paliwa o średnim sto-

sunku H/C, paliwo, dla którego stosunek ten jest niższy, da na przyrządzie wskazania zbyt ubogie, co oznacza, że rzeczywisty stosunek paliwa do powietrza jest wyższy od wskazanego. Z drugiej strony, skład mieszanki powietrza z paliwem o wysokim stosunku H/C, na przykład metanem, wypadnie zbyt bogaty. W dziale Ve przytoczono dane, podające ilościową zależność między stosunkiem H/C w paliwie a odczytem przyrządu. Ponadto zostanie wykazane, że wycechowanie przyrządu w wartościach spółczynnika doboru powietrza znacznie zmniejszyłoby wpływ stosunku H/C na wskazania przyrządu. Byłoby to zaletą, gdyż idealny przyrząd do kontroli spalania nie powinien wskazywać stosunku paliwa do powietrza a spółczynnik doboru powietrza, będący rzeczywistym kryterium dobroci spalania.

Ciekawy jest wypadek alkoholu. Aczkolwiek stosunek H/C w alkoholu jest równy temuż stosunkowi dla metanu, to przyrząd wykazuje wbrew oczekiwaniom stosunki paliwa do powietrza mniejsze od istniejących w rzeczywistości. Wytłomaczenie tego kryje się w tym, że alkohol zawiera w stosunku do jednego kilograma mniej węgla i wodoru, aniżeli benzyna, co wiąże się z obecnością tlenu w tym paliwie. Również w tym wypadku wskazania przyrządu wyrażone w spółczynniku doboru powietrza byłyby ściślejsze, aniżeli wskazania stosunku paliwa do powietrza.

III. Budowa przyrządów

W badanych przyrządach przewodność cieplna gazu spalinowego jest porównywana z przewodnością gazu wzorcowego (np. powietrze nasycone parą wodną) na drodze porównania elektrycznych oporów drutów, wykonanych z metalu, którego przewodność elektryczna jest bardzo wrażliwa na temperaturę, i otoczonych gazem wydechowym i wzorcowym. Zmniejszenie przewodności cieplnej gazów wydechowych (spowodowane zwiększoną zawartością CO_2) pociąga za sobą podwyższenie temperatury drutów i powiększenie w ten sposób stawianego przez nie oporu elektrycznego. Oba druty (jeden otoczony gazem wydechowym, drugi wzorcowym) tworzą mostek Wheatstone'a, wobec czego podwyższenie oporu jednego z nich psuje równowagę mostka. Stopień zaburzenia równowagi jest rejestrowany przy pomocy galwanometru, którego skala jest wycechowana w stosunku paliwa do powietrza (analizator Cambridge).

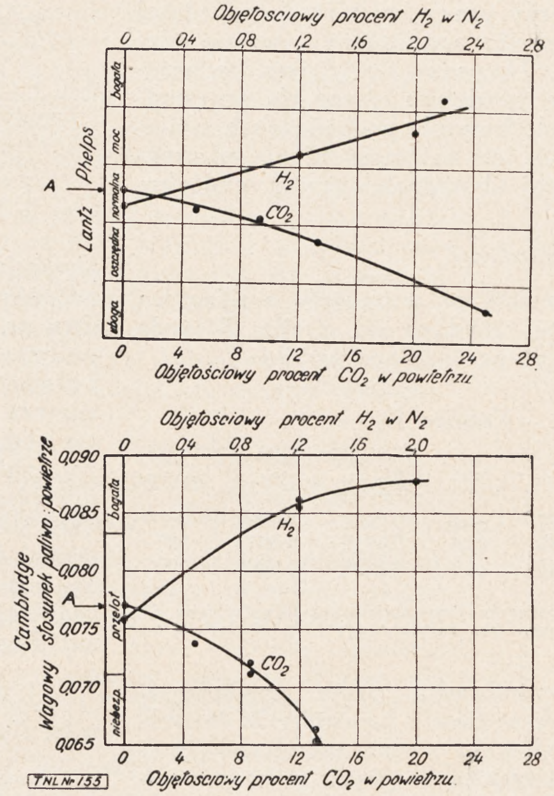
Temperatura drutów zależy od:

1) przewodności cieplnej gazu, otaczającego drut,
2) temperatury tegoż gazu,
3) szybkości przepływu gazu i
4) temperatury ścianki.

Wpływ trzech ostatnich zmiennych jest wyeliminowany dzięki wbudowaniu komór, zawierających gaz spalinowy oraz wzorcowy, w ten sam blok aluminium lub mosiądzu, tak, że temperatura gazów wydechowego oraz wzorcowego pozostaje stale jednakowa. Stałą i niską szybkość przepływu gazu wydechowego uzyskuje się w analizatorze Lantz-Phelps dzięki pobieraniu drobnej tylko części gazu wydechowego przy ciśnieniu atmosferycznym, w analizatorze Cambridge zaś ustalono różnicę między ciśnieniami gazu wydechowego u wlotu i wylotu analizatora.

IV. Cechowanie analizatorów spalin poza silnikiem

Na rys. 2 podano zależność pomiędzy wskazaniami analizatorów Cambridge i Lantz-Phelps a zawartością CO_2 w powietrzu i zawartością H_2 w N_2 (N_2 wybrano celem usunięcia niebezpieczeństwa wybuchu). Widać wyraźnie, że, jak należało oczekiwać, przyrządy są znacznie wrażliwsze na zawartość H_2 aniżeli CO_2. Ponadto widać, że w analizatorze, wycechowanym według powietrza, N_2 powoduje przesunięcie wskazówki w kierunku ubogim, co dowodzi, że przewodność cieplna N_2 jest nieco niższa od przewodności powietrza. Obliczenie daje dla N_2 wartość 99,3 w porównaniu do 100 dla powietrza. Wbrew temu Landolt i Börnstein podają jednakowe wartości przewodności cieplnej tych gazów.



Rys. 2. Cechowanie analizatorów spalin Cambridge i Lantz-Phelps.

V. Próby na silniku

a) Określenie wrażliwości na zmiany ciśnienia w komorze i szybkości wskazań przyrządu.

Przeprowadzone badania wykazały, że wskazania analizatora Cambridge są niemal całkowicie niezależne od zmian ciśnienia gazu w komorze analizatora w zakresie 6 do 90 mm słupa wody. Podwyższenie ciśnienia gazu pociąga za sobą przesunięcie wskazówki analizatora w stronę bogatą, potem jednak wskazówka wraca do pierwotnego położenia. Ponadto przekonano się, że zmiany stosunku paliwa do powietrza w mieszance są wykazywane z opóźnieniem, nieprzekraczającym jednej minuty.

b) Wpływ krótkiego zwarcia świecy.

Wpływ zwarcia jednej ze świec silnika na wskazania przyrządu zależy od składu mieszanki paliwa z powietrzem. Zwarcie świecy silnika, pracującego przy normalnej regulacji, nie wpływa na wskazanie analizatora, podczas gdy to samo zwarcie przy pracy na mieszance bogatej przesuwa wskazówkę analizatora w stronę mieszanek ubogich. Tłomaczy się to tym, że przewodność cieplna powietrza równa się przewodności gazów wydechowych, pochodzących z mieszanki normalnej, jest natomiast niższa od przewodności cieplnej „bogatych" gazów wydechowych.

c) Wpływ detonacji.

Wpływ detonacji na wskazania analizatora Cambridge został zbadany na silniku Ricardo E. 35. Otrzymano następujące wyniki:

Tablica II.

Intensywność detonacji	obr/min	KM	Wskazania Cambridge'a Nr. 1*) górna wsk.	Nr. 2 dolna wsk.	Kąt zapłonu
Brak	1500	24,2	0,0802	0,0802	29^0
Lekka deton.	1490	23,6	0,0815	0,0815	50^0
Brak	1510	24,5	0,0802	0,0802	29^0

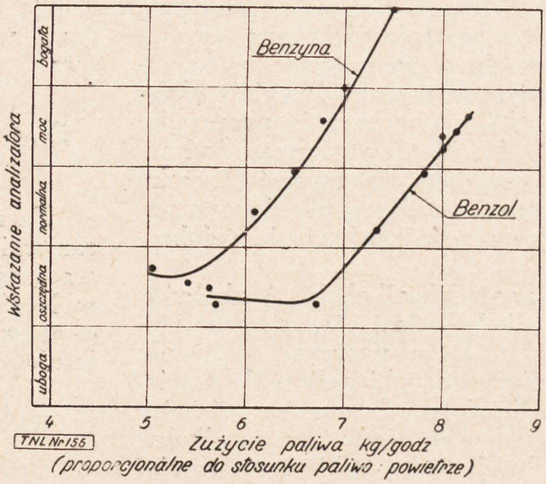
*) Badaniom podlegały dwa analizatory, przeznaczone dla samolotu dwusilnikowego. Oba galwanometry były wbudowane we wspólny korpus.

Detonację wywoływano przez przyśpieszenie zapłonu. Jak wynika z powyższych danych, detonacja powodowała nieznaczne przesunięcie wskazówek w kierunku bogatym, którego wielkość 0,0013 odpowiada liczbie, podanej przez firmę Wright Aeronautical Corp. w instrukcji, dotyczącej analizatora Cambridge. Próba przy silnej detonacji nie wykazała większych odchyleń.

Uzyskane wyniki dowodzą, że odchylenie spowodowane detonacją jest zbyt małe na to, aby miało jakiekolwiek znaczenie praktyczne. Mimo to analizator może być pożyteczny dla uniknięcia detonacji, wskazuje bowiem, kiedy mieszanka staje się zbyt uboga dla danego paliwa i danej mocy. Zbyt ubogie mieszanki sprzyjają detonacji.

d) Wpływ składu paliwa, mierzony na 4-cylindrowym silniku Ford.

Na 4-cylindrowym silniku Ford, Model A, zostały przeprowadzone wstępne próby celem stwierdzenia wpływu chemicznego składu paliwa na odczyt analizatora Lantz-Phelps. W tym celu zmieniano zużycie paliwa przy stałym



Rys. 3. Zależność między wskazaniami analizatora Lantz-Phelps a zużyciem paliwa dla różnych paliw.

Paliwa: a) benzol, b) benzyna samochodowa,
Silnik: Ford, model A.
Ilość obrotów: 1700 na minutę,
Przepustnica: stałe otwarcie podczas całej próby,
Skład mieszanki: zmienny.

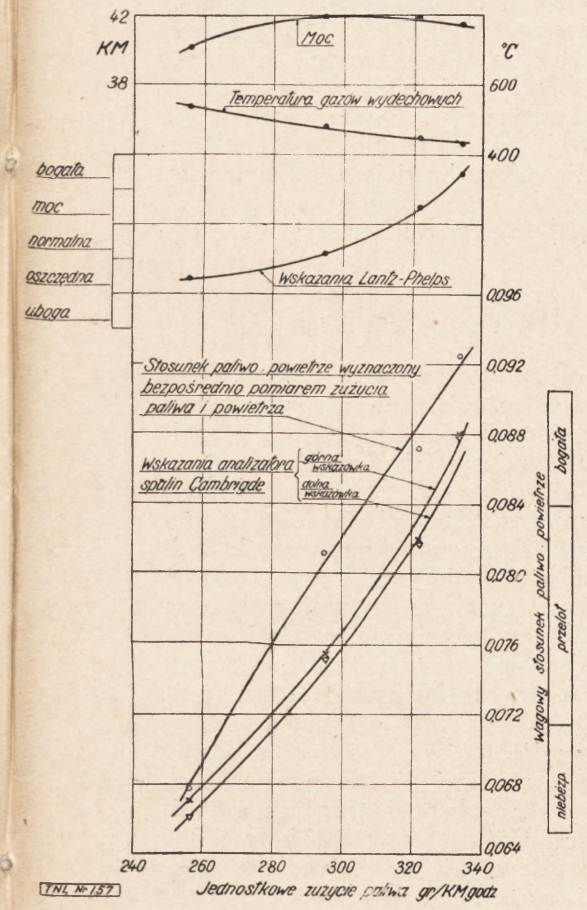
otwarciu przepustnicy. Rys. 3 podaje zależność odczytów przyrządu od całkowitego zużycia paliwa na godzinę, proporcjonalnego do stosunku paliwo: powietrze, gdyż ilość obrotów silnika i otwarcie przepustnicy (wyznaczające ilość powietrza zasysanego przez silnik) nie zmieniały się podczas próby. Krzywa dla benzolu leży niżej, aniżeli dla normalnego paliwa, co należy przypisać temu, że przy tych samych stosunkach paliwa do powietrza spalanie benzolu daje więcej CO_2 i mniej H_2, aniżeli spalanie benzyny. Ponadto z wykresu wynika, że przy ubogiej regulacji krzywe zaczynają przebiegać poziomo. Przyczynę tego podano w dziale I.

e) Wpływ składu paliwa, mierzony na silniku Ford V 8.

Wykonano próby na silniku Ford, pracującym przy różnych składach mieszanki, dokonywując następujących pomiarów:

a) wskazanie analizatora Cambridge,
b) wskazanie analizatora Lantz-Phelps,
c) zużycie paliwa,
d) zużycie powietrza (przy pomocy kryzy pomiarowej wycechowanej przez laboratorium aerodynamiczne Politechniki w Delft),
e) moc,
f) temperatura gazów wydechowych.

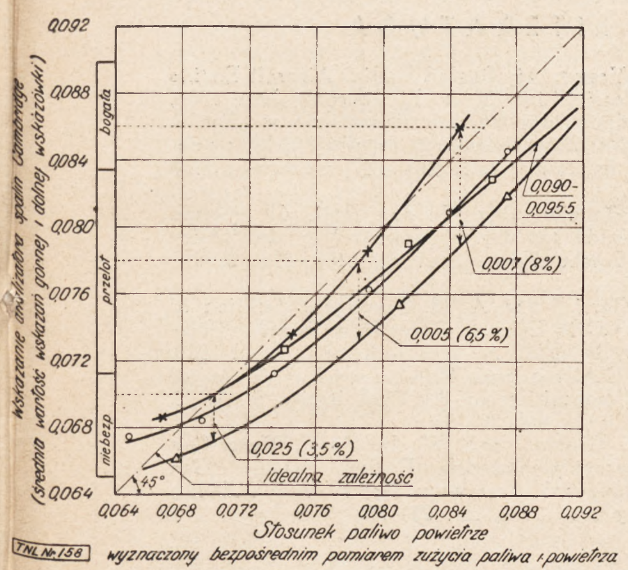
Ponadto dla jednego z badanych paliw zmierzono zawartość w spalinach CO_2, CO i O_2 przy pomocy analizatora Orsata.



Rys. 4. Próby elektrycznych analizatorów spalin typu Cambridge i Lantz-Phelps:

Paliwo: 70% objętościowo benzyny lotniczej „B", 30% objętościowo benzolu,
Silnik: Ford V8, model 48,
Ilość obrotów: 2000 obr/min,
Skład mieszanki: zmienny,
Otwarcie przepustnicy i przedzwrotność zapłonu: stałe.

			% wagowy absorbowany 98% H_2SO_4
o	benzyna lotnicza	A	32,4
×	„ „	B	12,9
△	70% objętościowo benz. lotn. 30% „ benzol	B	42,6
□	benzyna lotnicza	C	34,0



Próby przeprowadzono na następujących paliwach:

benzyna lotnicza „A",
benzyna lotnicza „B",
70/30% objętościowo „B"/benzol,
benzyna lotnicza „C".

Rys. 4 podaje wyniki, uzyskane w jednej z prób, zaś rys. 5 — połączone wyniki wszystkich prób. Z ostatniego rysunku widać, że dla paliwa „B" została uzyskana zadawalająca zgodność między bezpośrednimi i pośrednimi oznaczeniami składu mieszanki paliwo: powietrze, podczas gdy dla pozostałych paliw odczyt analizatora wypadał zbyt niski, co się tłomaczy wyższą zawartością węglowodorów aromatycznych. Przez dodanie 30% benzolu do paliwa „B", zawierającego 13% aromatycznych, uzyskuje się paliwo o zawartości 42% aromatycznych, dla którego odczyty analizatora Cambridge wypadają o 0,0025 do 0,007 zbyt niskie (o 3,5 do 8%). Wynika z tego, że rzeczywisty stosunek paliwa do powietrza jest bogatszy od wskazywanego przez analizator. Dla tego samego spółczynnika doboru powietrza mieszanka benzolowa wymaga bogatszej regulacji gaźnika, aniżeli benzyna czysta. Okolicznością tą da się wytłomaczyć zmniejszenie rozbieżności (do 2 — 5%) między wskazaniami dla benzyny lotniczej „B" z jednej strony i dla mieszanki benzolowej z drugiej w wypadku, gdyby wskazania analizatora były wyrażone w spółczynniku doboru powietrza (patrz rys. 6). Należy to uważać za zaletę, gdyż idealny analizator nie powinien wskazywać stosunku paliwa do powietrza, a spółczynnik doboru powietrza, będący bezpośrednim kryterium dobroci spalania.

VI. Obliczenie stosunku paliwa do powietrza na podstawie składu spalin, określonego Orsatem

Celem sprawdzenia wyników, otrzymanych na podstawie bezpośredniego pomiaru paliwa i powietrza (cechowana kryza) poddano analizie gazy wydechowe przy różnych składach mieszanki przy pomocy aparatu Orsata, dla benzyny lotniczej „C". Wyniki zestawiono w tablicy III.

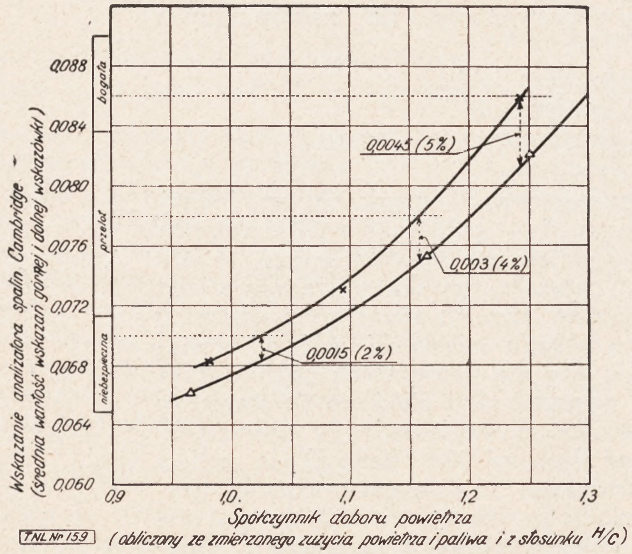
Tablica III.

Objętościowy skład gazów wydechowych				Stosunek	Obliczony spółcz. doboru powietrza
CO_2	CO	H_2	O_2	$H_2 : CO$	
13,0	2,5	1,1	0,3	0,440	1,09
11,4	5,5	2,5	0,4	0,455	1,18
10,5	7,3	3,3	0,3	0,452	1,26
8,3	10,5	4,9	0,1	0,466	1,40

Paliwo: benzyna lotnicza „C"
Stosunek H/C — 0,158.

Spółczynnik doboru powietrza został obliczony na podstawie liczb, wyrażających za-

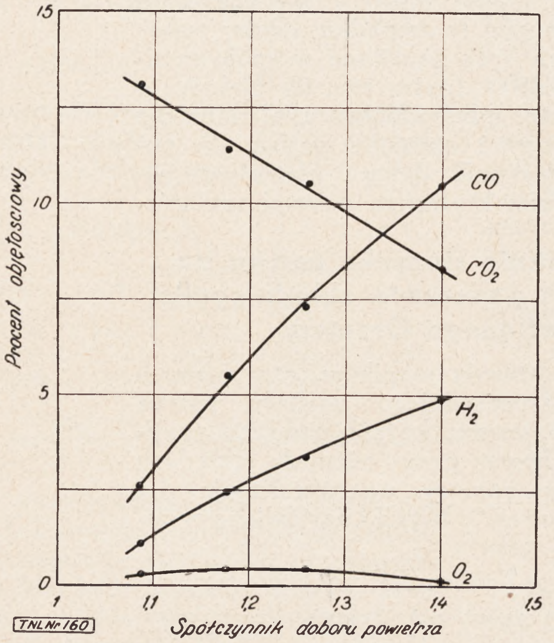
Rys. 5 (na lewo). Porównanie zmierzonego stosunku paliwa do powietrza z odczytami analizatora Cambridge dla paliw o różnej zawartości węglowodorów aromatycznych.



Rys. 6. Zależność pomiędzy wskazaniami analizatora Cambridge a spółczynnikiem doboru powietrza dla paliw o różnych składach chemicznych.

Skład mieszanki teoretycznej:
× dla paliwa B = 0,068,
Δ dla 70/30% objęt. B/benzol = 0,070.

wartość CO_2, CO, H_2 i O_2. Obliczone na tej podstawie stosunki paliwa do powietrza zgadzają się dość dobrze z pomiarami bezpośrednimi.



Rys. 7. Zależność składu spalin od spółczynnika doboru powietrza.

Paliwo: benzyna lotnicza „C",
Silnik: Ford,
Ilość obrotów: 2000 obr/min,
Skład mieszanki: zmienny,
Otwarcie przepustnicy i przedzwrotność zapłonu: stałe.

Rys. 7 podaje zawartość poszczególnych składników w gazach wydechowych zależnie od spółczynnika doboru powietrza. Wzrostowi tego spółczynnika towarzyszy stopniowy wzrost zawartości CO i H_2. Nawiązując do równania równowagi podanego w dziale p. t. „Podstawy teoretyczne" należy zwrócić uwagę, że między zawartościami CO i H_2 istnieje liniowa zależność. Dla rozpatrywanego paliwa równanie ma postać $H_2 = 0{,}46$ CO (patrz tablica III). Równanie to jest niemal całkowicie zgodne z równaniem $H_2 = 0{,}50$ CO, podanym przez Gerrish'a i Tessmann'a [2] jako wynik średni z szeregu oznaczeń.

VII. Zakończenie

Opisane próby wskazują na użyteczność elektrycznych analizatorów spalin jako przyrządów, pozwalających pilotom na zdanie sobie sprawy ze składu mieszanki. Zbadane analizatory, lotniczy Cambridge (N. Y.) i samochodowy Lantz-Phelps, mierzą przewodność cieplną gazów wydechowych. Ze względu na to, że nadwyżka przewodności cieplnej H_2 nad powietrzem jest znacznie większa, aniżeli nadwyżka przewodności cieplnej powietrza nad przewodnością CO_2, analizatory reagują najsilniej na zawartość w gazach wydechowych H_2, następnie zaś na CO_2.

Wskazania analizatorów zależą od składu chemicznego paliwa. Dodanie do pewnej benzyny 30% aromatycznych pociąga za sobą obniżenie odczytu analizatora o 0,0025 do 0,007 (3,5 do 8%) w porównaniu do wartości rzeczywistej. Dowodzi to, że rzeczywisty stosunek paliwa do powietrza jest wyższy od wskazanego przez analizator. Dla uzyskania tego samego spółczynnika doboru powietrza mieszanka benzolowa wymaga bogatszej regulacji gaźnika. aniżeli zwykła benzyna. Tym tłomaczy się, że różnica między odczytami dla benzyny i dla mieszanki benzolowej jest mniejsza (od 2 do 5%) wówczas, gdy odczyty te są wyrażone pod postacią spółczynnika doboru powietrza, aniżeli pod postacią składu mieszanki paliwo : powietrze.

LITERATURA

1. R. W. Young, Air-Cooled Radial Aircraft-Engine Performance Possibilities, S. A. E. Journal, June 1936, str. 234-256; odpowiedni wyjątek tłomaczono w „Techn. Now. Lotn.": „Nowoczesne metody regulacji składu mieszanki podczas lotu", maj (str. 103—107) i czerwiec 1936 (str. 130—134).

2. M. C. Bonnier, Contrôle des essais de moteurs par les analyses de gaz d'échappement, Ann. de l'Office National des Combustibles Liquides, 1935, No. 2, str. 199—232.

3. H. C. Gerrish and A. M. Tessmann, Relation of H_2 and CH_4 to CO in Exhaust Gases from Internal Combustion Engines, N. A. C. A. Report, Nr. 476 dated 1933.

4. B. A. D'Alleva and W. G. Lovell, Relation of Exhaust Gas Composition to Air/Fuel Ratio, S. A. E. Journal, March 1936, str. 90—96.

5. G. W. Gleeson and W. H. Paul, Water-Gas Reaction Apparently Controls Engine Exhaust Gas Composition, National Petroleum News, Vol. XXVIII, No. 8, February 19th 1936, str. 25—28.

OSZCZĘDNOŚĆ NA PALIWIE Z PUNKTU WIDZENIA UŻYTKOWNIKA

EDMUND T. ALLEN

Tłomaczone z oryginału p. t. „Fuel Economy — The Operator Viewpoint", S. A. E. Journal, May 1936, str. 189—190, przez inż. J. Tuszyńskiego.

OD REDAKCJI

Ostatnio podawane informacje o możliwości znacznego obniżenia jednostkowego zużycia paliwa przez silniki lotnicze przy pomocy specjalnych urządzeń (analizatory spalin, samoczynna regulacja), oraz przy użyciu paliwa o wysokiej liczbie oktanowej wychodziły z pod pióra specjalistów silnikowych, wymagają zatem uzupełnienia opinią użytkowników sprzętu lotniczego. Poniżej podajemy opinię w tej sprawie znanego doradcy amerykańskich linii lotniczych, stanowiącą przeciwwagę dla zbyt może optymistycznych wniosków, nasuwających się po przeczytaniu prac, tłomaczonych ostatnio w naszym piśmie.[1] *Artykuł niniejszy wymaga w naszych warunkach pewnej korekty: jego ściśle kalkulacyjne nastawienie nie jest całkowicie aktualne dla lotnictwa wojskowego, zwłaszcza o ile chodzi o powiększenie zasięgu, za które wojsko gotowe jest zapłacić znacznie więcej, aniżeli lotnictwo komunikacyjne. Ponadto, porównywując lotnictwa komunikacyjne obu krajów, należy pamiętać, że kalkulacja w Polsce będzie się znacznie różniła od amerykańskiej ze względu na znacznie wyższy koszt paliwa. Kto wie, czy w naszych warunkach nie opłaciłoby się latać na niższym jednostkowym zużyciu paliwa, świadomie skracając czas między remontami silników; może zyski na paliwie przekroczyłyby w pewnych warunkach zwiększone wydatki na przeglądy i remonty silników?*

Dążenie do obniżenia zużycia paliwa napotykało w przeszłości na brak zaufania ze strony użytkowników sprzętu lotniczego w przedsiębiorstwach komunikacyjnych, obawiających się, że „oszczędność" pociągnie za sobą wielkie koszty. Większość tego rodzaju usiłowań, przedsiębranych z silnikami chłodzonymi powietrzem, stosowanymi w liniach lotniczych w 1927, pociągnęła za sobą obniżenie niezawodności i podwyższenie kosztów eksploatacji.

W czasach, gdy nie zajmowano się ustalaniem najwłaściwszej mocy przelotowej, oszczędzanie na paliwie wyrażało się w zubożaniu mieszanki na czucie, bez właściwych wytycznych. W następstwie występowały dość regularnie uszkodzenia silników, zazwyczaj na niewielkich wysokościach, gdy moc była duża. Wytwórca silnika i użytkownik nie mogli dojść pod tym względem do porozumienia, żaden bowiem nie chciał przyznać, że uszkodzenie zaszło z jego winy. Próby na stoisku przy mocach przelotowych wykazywały nieobecność jakichkolwiek zaburzeń, zaś zużycie i zaklejanie pierścieni występowało podczas nich w tak niewielkim stopniu, że wytwórca dochodził do wniosku, iż właściwe obchodzenie się użytkownika z silnikami powinno doprowadzić do znacznych oszczędności na remontach i zużyciu paliwa, zwłaszcza o ile chodzi o ostatnie. Jakaż więc przyczyna nie pozwalała na bezpieczne osiągnięcie tych oszczędności przez użytkownika?

Podstawowa różnica między pracą silnika na hamowni i w locie leży w szerokości zakresu, w jakim zmieniają się warunki, występujące w locie. Podczas lotu warunki pracy silnika ulegają ciągłym zmianom, zaś silnik musi być niemal z konieczności odsunięty na drugi plan wobec innych ważniejszych czynności, obciążających pilota i pomocnika. Na stoisku silnik pracuje na stałej wysokości oraz przy stałych temperaturach oleju i powietrza i jest dozorowany przez obsługę, której uwaga może być wyłącznie poświęcona obserwowaniu właściwego składu mieszanki, co polega w istocie rzeczy na sprawdzaniu odczytów liczników obrotów, obniżonych o 10 do 20 obr/min w stosunku do obrotów, uzyskiwanych przy regulacji najlepszej („best power" mixture, oznacza tę najuboższą regulację, która nie daje jeszcze spadku mocy). W przeciwieństwie do tego pilot jest zmuszony do stu innych zabiegów poza dążeniem do pracy przy niskim zużyciu paliwa. Jego wskaźnik najodpowiedniejszego składu mieszanki (licznik obrotów) wędruje po całej skali dla przyczyn, nie mających nic wspólnego z zużyciem paliwa, zaś dbałość o życie zmusza go do zwracania uwagi na szereg innych zmiennych, wymagających zajęcia się nimi przed zwróceniem uwagi na poprawkę wysokościową. W rezultacie uzyskuje się zmienność jednostkowego zużycia paliwa według krzywej biegnącej zarówno nad jak i pod zamierzonym stosunkiem paliwa do powietrza. Niedokładności w ustawieniu poprawki nie mogą leżeć wyłącznie po stronie bogatej, wobec czego przewidziany stosunek paliwa do powietrza musi być na tyle bogaty, aby najuboższe odchylenie od tej normy pozostawało jeszcze w obszarze bezpieczeństwa.

---

[1]) „Nowoczesne metody regulacji składu mieszanki podczas lotu", Raymond W. Young, Techn Now. Lotn., maj (str. 103 — 107) i czerwiec (str. 130—134), 1936 r. „Paliwo o liczbie oktanowej 100", Techn Now. Lotn., wrzesień 1936 r., str. 194 — 202.

Nawet wówczas, gdy cała uwaga załogi może być poświęcona regulacji składu mieszanki, zagadnienie to rzadko może być rozwiązane w sposób zadawalający przy wyłącznym oparciu się o licznik i temperatury cylindrów. Silniki nie dają całkowitej pewności pracy przy ustawieniu poprawki, dającym minimum zużycia paliwa, lub też w jego bliskości. Gdyby były dostosowane do tych warunków, wówczas wyraźny spadek ilości obrotów, występujący w bliskości najekonomiczniejszego ustawienia, byłby zadowalającym dowodem właściwego ustawienia poprawki. Niezadowalający rozdział mieszanki dopuszcza zazwyczaj pracę jednego lub dwóch cylindrów silnika w warunkach znacznie gorszych, aniżeli przeciętne. Nawet doskonały rozdział mieszanki nie zapewnia silnikowi odpowiedniej niezawodowości i kosztów eksploatacji w warunkach przelotu przy wysokiej mocy i najekonomiczniejszej regulacji.

Zazwyczaj dąży się do regulacji najlepszej z wyjątkiem przelotów na dużych odległościach, przy których niewielka oszczędność na paliwie jest równoznaczna z zapewnieniem dostatecznego zasięgu i obciążenia użytecznego. Regulacja najlepsza może wahać się w szerokim zakresie stosunków paliwa do powietrza bez wywierania widocznego wpływu na licznik obrotów. Pomiędzy zużyciami paliwa 225 i 270 gr/KMgodz brak jest wskazówek, po których pilot mógłby się zorientować w regulacji mieszanki. Próby przeprowadzone na samolotach komunikacyjnych przy użyciu analizatora gazów spalinowych wykazały, że pilot nie ma możności ustawienia najuboższego składu mieszanki, dającego jeszcze niezmniejszoną moc, przy oparciu się o wskazania licznika obrotów.

Wobec napotykania na wymienione trudności oraz na rozbieżność pomiędzy wynikami, uzyskanymi na hamowni i w locie, użytkownicy zaczęli zwracać specjalną uwagę na paliwo i olej. Nowe samoloty, wymagające dużej mocy startowej, zmusiły do stosowania przy starcie paliwa o liczbie oktanowej 87. Kłopoty z czteroetylkiem ołowiu zmusiły wielu użytkowników do powrócenia podczas przelotów do paliwa o liczbie oktanowej 80. Dokonano szeregu postępów w konstrukcji zaworów i tłoków oraz w chłodzeniu cylindrów. Niektórzy rozpatrują obecnie możliwość dalszego podwyższenia liczby oktanowej paliwa, używanego podczas startu, przy zatrzymaniu tańszego paliwa do przelotów. Należy się liczyć z możliwością wprowadzenia nowych paliw o bardzo wysokiej liczbie oktanowej również w warunkach przelotowych w wypadku, gdyby została potwierdzona możliwość uzyskania w locie bardzo niskich zużyć paliwa, dorównywujących wynikom, uzyskanym przy użyciu nowych paliw na hamowni.

Licząc się z rzeczywistymi warunkami eksploatacji silników w lotnictwie komunikacyjnym, większość użytkowników kieruje się obec-
nie przekonaniem, że oszczędzanie powinn
pójść w innych kierunkach. Autor niniejsze
opracował w 1933 r. dla Pan American Ai
ways technikę najoszczędniejszej eksploata
samolotów w związku z wprowadzeniem w ty
towarzystwie pierwszych jednosilnikowych s
molotów Northrop Delta. Technika ta zosta
oparta na następujących zasadach: 1) meto
dokładnego kontrolowania mocy przez pilot
2) ustalanie najkorzystniejszej wysokości prz
lotu, dającej maksymum oszczędności dla pe
nej założonej szybkości przelotowej i 3) techn
ka pracy przy minimum mocy dla jakiegoko
wiek przelotu i dowolnego wiatru przy zach
waniu zadanego rozkładu lotów. Ta meto
eksploatacji została w następstwie przystos
wana do samolotów Douglas Transport i je
obecnie przyjęta przez większość linii lotn
czych. Oparto ją na założeniu, że silniki bę
pędzone przy regulacji optymalnej mieszanki
że oszczędzanie na paliwie ograniczy się d
pracy przy minimalnej mocy, pozwalającej n
uzyskanie zadanej szybkości na pewnym o
cinku. Stosowanie tej metody zwiększa niez
wodność pracy silników, będącą funkcję wie
kości obciążenia silnika w czasie. W oparci
o te zasady ekonomiczna eksploatacja linii lo
niczych poszła w kierunku zwiększenia okr
sów między remontami silników, zmniejszen
zużycia części i jaknajrzadszej ich wymian

Obecnie wydawałoby się, że przedstawio
teoria niezawodności i ekonomii pracy, będ
cych funkcjami wielkości obciążeń silnika
czasie, wymaga rewizji w świetle doświadcze
uzyskanych nad samolotami Douglas. Krytyc
na analiza ostatnich uszkodzeń silników ora
wypadków nadmiernego zużycia, erozji, prz
palenia, zatarcia lub utlenienia prowadzi d
wniosku, że najważniejszym powodem tych z
burzeń jest brak równomierności w pracy si
ników. Podstawowymi przyczynami wysoki
kosztów eksploatacji mogą być: stosowanie
pewnych wypadkach nadmiernych ciśnień ł
dowania podczas startu, omyłkowe przekracz
nie najuboższej mieszanki, dopuszczalnej z
względu na pewność pracy silnika, nadmiern
temperatury cylindrów uzyskiwane niekied
przy pracy silników na ziemi.

Zbyt daleko posunięte oszczędzanie na pa
liwie było niejednokrotnie podstawową prz
czyną trudności. Zebrane doświadczenie wsk
zało, że zużycia 250 do 270 gr/KMgodz. pozw
lają na ekonomiczną pracę silników prz
400-godzinnych okresach między remontam
Istnieją pewne dane na to, że obniżanie jedn
stkowego zużycia paliwa poniżej 225 gr/KMgo
zdecydowanie skraca okresy między remont
mi silników. Dotychczas brak jest doświa
czeń nad pracą przy jednostkowych zużycia
paliwa 180 gr/KMgodz, można jednak prz
puszczać, że wynikiem pracy w tych warun
kach byłby bardzo krótki okres między remon
tami i problematyczna niezawodność pracy si

ników. Użytkownik chętnie powita współpracę z wytwórcą w dziedzinie określenia zespołu warunków, któreby zapewniły na dalszą metę największą oszczędność. Należy wszakże pamiętać, że ostateczną próbą pozostanie zawsze próba praktyczna. Oszczędność na paliwie jest tylko częścią tych oszczędności, które mogą być przeprowadzone przez użytkowników sprzętu lotniczego.

Obniżenie zużycia paliwa pociąga za sobą dwa bezpośrednie skutki, wpływające na koszty eksploatacji: w pierwszym rzędzie bezpośrednia oszczędność, wynikająca z obniżenia kosztów zużytego paliwa, ponadto zaś podwyższenie obciążenia użytecznego, umożliwione dzięki zapewnieniu tego samego zasięgu i rezerwy zasięgu przy mniejszej ilości paliwa. Bezpośrednia oszczędność zależy od ceny paliwa, które pozwala na obniżenie jednostkowego zużycia. Obniżenie średniego zużycia paliwa przy obecnych paliwach jest możliwe przy zastosowaniu wskaźnika składu mieszanki, jak analizator składu spalin, lub też samoczynnej poprawki wysokościowej. Należy pamiętać, że żadna z samoczynnie działających poprawek wysokościowych dzisiejszego typu nie zapewnia najkorzystniejszego składu mieszanki dla wszystkich możliwych warunków lotu. Koszt założenia i utrzymania tych urządzeń musi być odjęty od umożliwionych dzięki nim oszczędności na paliwie celem uzyskania ostatecznych oszczędności. Znacznie mniejsze zużycia paliwa staną się możliwe jedynie w wyniku zastosowania nowych paliw o bardzo wysokiej liczbie oktanowej, podwyższenia stopni sprężania, wraz z towarzyszącym temu wzrostem kosztów, spowodowanym nie tylko wskutek wyższej ceny paliwa i części silników ale i, jak należy przypuszczać na zasadzie posiadanych doświadczeń, wskutek wyższych kosztów obsługi, remontów i — o czem nie należy zapominać — pośrednich kosztów, spowodowanych zmniejszoną niezawodnością.

Druga konsekwencja obniżenia zużycia paliwa a mianowicie podwyższenie ciężaru użytecznego, stanowi tak zachęcającą perspektywę, że łatwo można przeoczyć niebezpieczeństwa, towarzyszące temu stanowi rzeczy. Podstawową korzyścią jest zwiększenie obciążenia użytecznego samolotu proporcjonalnie do odległości lotu, wynoszące w przybliżeniu około 2% ciężaru zużytego paliwa na każde 5 gr/KMgodz obniżenia jednostkowego zużycia. Dla typowego lotu długodystansowego, naprzykład na odległości 4000 km, samolot lecący 17 godzin przy mocy przelotowej, wynoszącej 60% w stosunku do mocy nominalnej, równej 3200 KM, będzie miał obciążenie użyteczne podwyższone o 163 kg na każde 5 gr/KMgodz obniżenia jednostkowego zużycia paliwa. Łatwe działania arytmetyczne, oparte na danych uzyskanych w wyniku niektórych prób, przeprowadzonych na hamowni, mogą wzbudzić entuzjazm do niskich zużyć paliwa, zasługują cy jednak na ochłodzenie z następującyc względów:

1) Zwiększenie obciążenia użytecznego mc że być równoznaczne ze zwiększeniem w tyı samym stopniu rentowności linii, jedynie po warunkiem istnienia wielkich zapasów towar lub pasażerów, oczekujących na zabranie ic przez samoloty, co naogół nie występuje.

2) Dotychczas nie ma samolotów, któreb pracowały na lądowych liniach amerykańskic przy jednostkowym zużyciu paliwa, mniejszyı aniżeli 233 gr/KMgodz; analogiczna granica dl połączeń, przebiegających nad morzem, prz których zużycie paliwa jest pod specjalną kor trolą mechanika, wynosi 210 gr/KMgodz. Obn żenie tych zużyć, nawet dokonane w oparci o wyniki, uzyskane na hamowni, musi być p parte doświadczeniami w locie, któreby wsk zały na osiągalność tych wyników przy wszys kich możliwych warunkach lotu, i któreby d wiodły całkowitej niezawodności pracy w tyc warunkach, nieustępującej wynikom, obecni uzyskiwanym.

3) Przelot, na którym oparto powyższ przykład, należy do najdłuższych, z jakimi n leży się liczyć w lotnictwie komunikacyjnyr nawet przy lotach dokoła świata. Oszczędno na paliwie przy krótszych przelotach będzie o powiednio niższa.

4) Zwiększone koszty eksploatacji w n wych warunkach mogą pochłonąć znaczı część uzyskanych oszczędności. Może powst potrzeba odstąpienia od przyjętej w Ameryc metody remontów i przejścia na metodę cz stych remontów częściowych.

Komunikacja na krótszych odcinkach mo być rozważana w podobny sposób. Biorąc d przykładu przygotowanie samolotu do przel tu na dystansie 1000 km, należy go zaopatrz w zapas paliwa, który okaże się stosunkow duży wówczas, gdy zajdzie potrzeba stawien czoła wiatrom o szybkości 50 km/godz. Czę zabranego zapasu paliwa będzie wynikiem z rządzenia władz, w myśl którego lotnictwo k munikacyjne amerykańskie jest zmuszone c zabierania rezerwy paliwa, wynoszącej 35% stosunku do ilości, obliczonej przy uwzględni niu wszystkich możliwych czynników opóźni jących. Tak znaczny zapas paliwa ogranic obciążenie użyteczne współczesnych samol tów, uniemożliwia bowiem jednoczesne zabr nie maksymalnego zapasu paliwa i maksyma nego obciążenia użytecznego. Ograniczenie zmusza w wielu wypadkach do pozostawian pośpiesznych ładunków, poczty lub pasażerów Bardzo nieznaczne obniżenie jednostkowe zużycia paliwa, możliwe do uzyskania naw na obecnych samolotach przy użyciu regulat rów składu mieszanki, pozwoliłoby na zmnie szenie zużycia paliwa być może o 10% w p równaniu do obecnych wartości i na odpowie nie podwyższenie obciążenia użytecznego.

W wypadku samolotów, odbywających bardzo krótkie przeloty, obniżenie zużycia paliwa nie daje zazwyczaj możności podwyższenia obciążenia użytecznego; ten stan rzeczy zmienia się z chwilą osiągnięcia takich odległości lotu, przy których maksymalne dopuszczalne obciążenie użyteczne samolotu wchodzi w kolizję z minimalną ilością paliwa, konieczną dla danego przelotu. Dla typowego samolotu o ciężarze całkowitym 4540 kg ta graniczna odległość lotu wyniosłaby w przybliżeniu 480 km, zaś przy 640 km obniżenie jednostkowego zużycia paliwa o 10% pozwoliłoby w przybliżeniu na podwyższenie obciążenia użytecznego o 45 kg.

Wśród użytkowników odczuwa się brak jednomyślności w formułowaniu potrzeb. Zagadnienia ulegają znacznym zmianom a wraz z nimi wahają się indywidualne potrzeby. Wszyscy domagają się oszczędniejszych silników. Niektórzy decydują się na podwyższenie ciężaru silników, akcesorii i przyrządów. W każdym razie na uwagę zasługuje przede wszystkim ogólna ekonomia w eksploatacji, w porównaniu do której sama oszczędność na paliwie posiada mniejsze znaczenie. Pierwsze życzenie byłoby prawdopodobnie sprecyzowane ze strony większości użytkowników w następujący sposób: niezawodność przy niższym jednostkowym zużyciu paliwa. Skłaniają się oni w ogólności do obniżenia mocy przelotowej, przy której występuje to minimalne zużycie paliwa. Wygodniej by im było, gdyby minimalne jednostkowe zużycie paliwa występowało przy niższych obrotach silnika. Odczuwają brak ułatwień w sterowaniu silnika.

W braku przyrządu, wskazującego bezpośrednio jednostkowe zużycie paliwa, pożądane byłoby posiadanie instrumentu, któryby wskazywał moc, rozwijaną przez silnik, bez potrzeby ustalania jej w bardziej złożony sposób. Użytkownicy wymagają przyrządu, mierzącego szybkość dopływu paliwa do silnika z tą dokładnością, z jaką stosowane dziś Xactometer'y podają całą ilość paliwa zużytego. Potrzebują przyrządów rejestrujących wszystkie warunki pracy silnika celem przekonania się, które z nierównomierności w warunkach pracy silnika wpływają na niezawodność i koszty eksploatacji. Brak jest liczników obrotów, pozwalających na ściślejsze odczyty. Zachodzi potrzeba wskaźników temperatur cylindrów, odczytujących bezpośrednio maksymalną wartość z pośród temperatur czternastu termopar. Odczuwa się brak samoczynnej regulacji podgrzewania powietrza przed gaźnikiem. Na zakończenie wreszcie użytkownicy wymagają współpracy ze strony wytwórców silników celem osiągnięcia maksymum ekonomii w eksploatacji silników.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Poniżej podajemy trzecią listę ofiarodawców na zainicjonowane przez Z. P. I. L. stypendium im. inż. St. Nowkuńskiego:

inż.	E. Kosko	5.—	zł.	
„	J. Tuszyński	10.—	„	
„	R. Bartel	15 —	„	
prof. dr.	M. Huber	25 —	„	(powtórnie)
inż.	Z. Arnd	20.—	„	
„	S. Olszewski	10.—	„	
„	T. Mrozowski	10.—	„	
„	M. Wodziański	10 —	„	
„	S. Witkowski	5.—	„	
por. „	B. Łuźniak	5.—	„	
„	W. Stępniewski	10.—	„	
„	J. Teisseyre	4.—	„	
„	Z. Jaworski	5.—	„	
„	W. Fisz Don	5.—	„	
kpt. „	J. Gray	5.—	„	
„	R. Romicki	6.—	„	
	Razem	150.—	zł.	
	Z listy II-ej (Nr. 10 T. N. L.)	1.299.60	zł.	
	Ogółem	1.449.60	zł.	

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w P. K. O. Nr. 25.545.

I. OGÓLNOPOLSKI ZJAZD INŻYNIERÓW W R. 1937

Podajemy poniżej odezwę Komitetu Organizacyjnego I-go Ogólnopolskiego Zjazdu Inżynierów w 1937 r.

„Komitet Organizacyjny I-go Ogólnopolskiego Zjazdu Inżynierów ma zaszczyt zawiadomić, że I-szy Ogólnopolski Zjazd Inżynierów w 1937 r. odbędzie się we Lwowie w czasie Targów Wschodnich, prawdopodobnie we wrześniu.

Wobec tego Komitet apeluje do wszystkich Organizacyj wchodzących w skład N. O. I., aby ewentualne własne zjazdy, przypadające na rok 1937 wyznaczyły w terminach nie kolidujących ze Zjazdem Ogólnopolskim.

Równocześnie Komitet apeluje do wszystkich organizacyj inżynierskich o jaknajszersze propagowanie Zjazdu i jaknajżywszy udział w pracach przygotowawczych."

WYCIECZKA NA SALON PARYSKI

W okresie pomiędzy 15 a 25 listopada b. r. odbyła się zorganizowana przez Z. P. I. L. wycieczka na Salon Lotniczy w Paryżu. W wycieczce wzięło udział 26 osób.

Poza Salonem uczestnicy wycieczki zwiedzili następujące wytwórnie: Renault, Caudron, Gnome et Rhône, Hispano-Suiza, Salmson, Zenith. Projektowane zwiedzenie innych wytwórni jak: Amiot, Bloch, Breguet nie doszło do skutku z przyczyn niezależnych od organizatorów wycieczki.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Balonem do Rosji Sowieckiej wygłosił dnia 30 października 1936 r. inż. Franciszek Janik.

Odczyt swój podzielił prelegent na dwie części. W pierwszej podał krótką teorię lotu balonem, w drugiej zaś mówił o swoim udziale w tegorocznych zawodach Gordon-Bennetta.

Teoretyczny wstęp do odczytu miał na celu zaznajomienie słuchaczy z prawami fizycznymi, rządzącymi lotem balonu, oraz z podstawowymi wzorami i pojęciami z tej dziedziny. Ponadto prelegent zaznajomił słuchaczy z zasadami nawigacji balonem, dowodząc, że lot balonem nie jest bynajmniej zdaniem się na los szczęścia i pomyślnego wiatru, a jest wyczynem, wymagającym obok pewnego zasobu wiadomości teoretycznych dużej praktyki i rutyny. Nie mniejsze znaczenie odgrywa tu znajomość meteorologii.

Po tym wstępie prelegent przystąpił do właściwego tematu, rozpoczynając od opisu przygotowań do tegorocznych zawodów Gordon-Bennetta. Między innymi wskazał na zbyt małą ilość lotów treningowych, odbytych z kpt. Hynkiem, koniecznych dla należytego zgrania się załogi. Ze szczególnego opisu lotu, dokonanego na podstawie dziennika lotu, szczególną uwagę zwróciły dwa momenty, które zadecydowały o wyniku. Podczas pierwszej nocy po wystartowaniu (z 30 na 31 sierpnia), w czasie snu kpt. Hynka, prelegent zaczął rozważać możliwość zwiększenia wysokości lotu, licząc na pomyślniejszy wiatr, jednak nie wziął na siebie samodzielnej decyzji w tej sprawie, zaś kpt. Hynka nie chciał budzić. Jak się potem okazało, urzeczywistnienie tego zamiaru pchnęłoby balon „Warszawa II" w sferę działania wiatrów o bardziej wschodnim kierunku i znacznie poprawiłoby uzyskany wynik. Drugim momentem, tym razem niezależnym od załogi, było dostanie się balonu w obręb burzy i strata w bardzo krótkim czasie znacznej części balastu. To zadecydowało o przyśpieszeniu lądowania, które odbyło się 1 września o godzinie 2.50 rano.

Opis przeżyć w Rosji Sowieckiej składał się z szeregu emocjonujących epizodów, jak poszukiwanie ludzi po wylądowaniu, oraz droga do Leningradu, na której piloci korzystali z różnorodnych środków transportu, od furmanki przez kolej do samolotu włącznie. Szereg spostrzeżeń, dotyczących życia w Rosji Sowieckiej, dopełnił bardzo ciekawej całości.

Odczyt wypowiedziany z wielką swadą, humorem i bezpośredniością w oddawaniu wrażeń, wzbudził duże zainteresowanie słuchaczy. Liczni goście z poza Związku, przyciągnięci atrakcyjnym tematem odczytu, nie doznali zawodu.

Próby seryjnych silników lotniczych wygłosił dnia 13 listopada 1936 r. inż. Kazimierz Kamienobrodzki.

Prelegent naświetlił sposób przeprowadzania prób odbiorczych silników, porównywując metody stosowane w Bristolu, u Rolls-Royce'a, Gnome-Rhone'a i Hispano-Suizy.

Równorzędne stosowanie do hamowania śmigieł i dynamometrów hydraulicznych wskazuje na to, że nie należy zbytnio faworyzować dynamometrów Froude'a, których koszt ruchu jest znacznie wyższy od kosztów hamowni śmigłowej; tysiące prób odbiorczych przeprowadzanych w Europie i Ameryce na śmigłach cechowanych, jest dowodem, że śmigła hamowniane dają wystarczającą dokładność pomiarów.

Rodaż silnika przed próbą należy uważać za zabieg taki sam, jak np. obróbka mechaniczna poszczególnych części, i z tego powodu kwestię rodażowania silnika i sposób rodażowania zostawia się do uznania wytwórcy silnika.

Mając na uwadze bardzo wielkie koszty przeprowadzania prób zwłaszcza silników o dużej mocy należy starać się o zmniejszenie kosztów próby przy zachowaniu tej samej wartości sprawdzającej próby; można to uzyskać przez zwiększenie obciążenia silnika i skrócenie czasu trwania prób; bardzo skutecznym okazuje się przeprowadzanie prób na mieszance ultraubogiej, wskutek czego koszt próby zmniejsza się o kilkanaście procent, a równocześnie i warunki próby są zaostrzone.

Przechodząc do prób, mających na celu sprawdzenie charakterystyki silnika seryjnego, prelegent podkreślił niepotrzebną jego zdaniem dużą dokładność pomiarów zużycia smaru oraz kwestię sposobu regulowania gaźnika. Metody regulacji gaźników dawniej stosowane w Anglii, bez odpowiedniego uwzględnienia wpływów atmosferycznych, dają złe wyniki w warunkach kontynentalnych, ponieważ w takim klimacie zmiany atmosferyczne są bardzo duże, podczas gdy w Anglii kilkakrotnie mniejsze. Z tego powodu powinno się uwzględniać przy regulacji wpływ zmian warunków atmosferycznych albo przez stosowanie odpowiednich wzorów redukcyjnych, albo przez stosowanie stałych wymiarów dysz w gaźnikach i w ten sposób uniknąć różnic zużycia paliwa, dochodzących do kilkunastu procent.

Na przykładach wykazał prelegent, że do sprawdzenia charakterystyki mocy silnika wystarczy kilka pomiarów mocy.

Niedoskonałość stosowanych wzorów redukcyjnych powoduje duże różnice określanych mocy.

Na zakończenie podkreślił prelegent bardzo silne zaostrzenia zawarte w niektórych przepisach prób, dotyczące czasu trwania prób, przerw między próbami, oraz zatrzymywania silnika w czasie prób.

W dyskusji zabierali głos kol. kol.: Seńkowski, Dziewoński, Olszewski i inni.

WIADOMOŚCI

ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

I. Dnia 2.XI. 1936 r. został zatwierdzony przez Ministerstwo Przemysłu i Handlu nowy statut Zrzeszenia, który zostanie rozesłany członkom po wydrukowaniu.

II. Belgia urządza w dniach od 18 do 30 czerwca 1937 roku Międzynarodową Wystawę Lotniczą w Brukseli pod protektoratem belgijskiego ministra Transportów i Aeroklubu Belgii. Sekretarz Generalny wystawy zwrócił się do Zrzeszenia P. P. L. z propozycją zorganizowania udziału polskiego przemysłu lotniczego w tej wystawie.

Zorganizowanie przez Zrzeszenie ogólnopolskiego stoiska na tej wystawie nie jest przewidywane. Zainteresowane firmy polskie mogą przyjąć udział samodzielnie. Informacji szczegółowych udziela Sekretariat Zrzeszenia.

III. Szwajcaria organizuje w Zurychu w dniach od 23 lipca do 1 sierpnia 1936 r. IV Międzynarodowy zlot samolotowy. Na program składają się następujące zawody:

1) Zlot gwiaździsty dla samolotów sportowych i turystycznych,
2) Międzynarodowy konkurs dla samolotów sportowych i turystycznych,
3) Międzynarodowy konkurs szybkości,
4) Międzynarodowy konkurs wysokości.

5) Międzynarodowy konkurs szybkości w obwodzie zamkniętym,
6) Międzynarodowy konkurs akrobacji,
7) Alpejski lot okrężny dla samolotów wojskowych,
8) Międzynarodowy konkurs dla eskadr samolotów,
9) Międzynarodowy konkurs dla wiropłatowców.

Zainteresowanym w udziale w tych zawodach Sekretariat Zrzeszenia P. P. L. może udzielić informacyj szczegółowych.

IV. Urząd Patentowy R. P. udzielił patentów*) na następujące wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr. 23933 — Jacques Gerin. Boulogne sur Seine Francja. Samolot o zmiennej powierzchni nośnej.

Nr. 23844 — Oskar von Asboth. Berlin, Niemcy. Urządzenie stabilizacyjne do samolotów z wirującymi skrzydłami.

Nr. 23888 — The Bristol Aeroplane Company Limited Bristol, Wielka Brytania. Śmigło do statków powietrznych, posiadające śmigi ze stosunkowo miękkiego materiału.

Nr. 23936 — Witold Brzozowski Warszawa, Polska. Śmigło o skoku dającym się zmienić podczas lotu.

*) Wiadomości Urzędu Patentowego.

NOWE WYDAWNICTWA

AERODYNAMIC THEORY, A General Review of Progress. Vol. VI, str. XIV + 286, 8°, ze 127 rysunkami i 2 tabl. Berlin 1936 (Springer).

Prof. W. E. Durand doprowadził do końca swe wielkie encyklopedyczne wydawnictwo, którego celem było przedstawienie całego dorobku aerodynamiki w jej dzisiejszym stanie w postaci serii monografij opracowanych przez najwybitniejszych przedstawicieli nauki. Już w dwa lata po pierwszym tomie ukazał się ostatni 6-y, co świadczy o niezwykle pomyślnym opanowaniu przez redaktora niemałych trudności związanych ze współpracą 23-ch autorów z 7-u różnych krajów.

Szczególne trudności dały się odczuć właśnie przy wydaniu tego ostatniego tomu, ponieważ przewidziana w nim według planu na pierwszym miejscu praca prof. M. Panetti z Turynu „Samolot jako całość — wzajemne oddziaływania części składowych" nie została na czas dostarczona. Aby nie opóźniać druku pozostałych działów, *prof. Durand* sam pośpiesznie napisał spory artykuł pod tym samym tytułem, który ma zapełniać lukę w planie. Praca ta nosi charakter zaledwie sumiennej kompilacji, ustępuje znacznie poziomem innym działom i nie może zaciekawić ani zadowolić czytelnika. Autor traktuje samolot jako kombinację czterech elementów składowych: układu nośnego, nienośnego, napędowego i sterowego i w niezbyt zajmujący sposób referuje kolejno każde z 4 × 3 = 12 oddziaływań.

Z kolei znajdujemy krótki lecz nadzwyczaj interesujący dział p. t. „Aerodynamika sterowca", opracowany przez *M. Munk'a*, autora „Mechaniki płynów" z tomu I. Rozpatrywana dziedzina aerodynamiki jest jeszcze stosunkowo bardzo mało rozwinięta ze względu na dominujący wpływ lepkości, którego nie udało się dotąd teoretycznie opanować. Munk podaje uproszczone wyniki teorii klasycznej z uwzględnieniem praktycznych spółczynników korygujących. Podstawą rozważań jest pojęcie mas pozornych, w związku z którym przeprowadzona została analiza stateczności (obliczenie niezbędnej powierzchni statecznikow) oraz sił poprzecznych w locie prosto-i krzywoliniowym.

Następny dział obejmuje „Osiągi sterowców" o ujęciu *K. Arnstein'a* i *W. Klemperer'a*, inżynierów z Goodyear Zeppelin Co. (Akron). Dział ten jest nader użyteczny i interesujący wobec stosunkowo ubogiej literatury przedmiotu. Materiał ugrupowany jest w następujących rozdziałach:

1) Zagadnienia wyporności i osiągów aerostatycznych (pułap, stateczność aerostatyczna).
2) Zagadnienia oporu i napędu w locie zwykłym „osiowym" (prędkość, zasięg).
3) Wyzyskanie aerodynamicznej siły nośnej i wpływ jej na osiągi.
4) Lot krzywoliniowy, stateczność dynamiczna, sterowność, lot w burzliwej atmosferze.
5) Zagadnienia biwakowania i kotwiczenia sterowców.
6) Krótkie informacje o innych zagadnieniach aerodynamiki sterowcowej.

Specjalnie wodnopłatowców dotyczy następny dział „Hydrodynamika łodzi i pływaków", którego autorem jest *E. G. Barillon*, dyrektor basenu doświadczalnego marynarki francuskiej. W obszernej i pięknej tej pracy znajdujemy dane historyczne, szczegółowe studium startu z wody, hydroplanowania i wodowania, dalej badanie porównawcze samolotów lądowych i wodnopłatowców z punktu widzenia własności w locie i kształtów właściwych obu typom, obliczenia wyporności, badanie stateczności, zagadnienia techniki pomiarowej.

W zupełnie odrębną dziedzinę prowadzi czytelnika *H. L. Dryden*, kierownik sekcji aerodynamicznej Bureau of Standards (Washington) w ostatnim dziale książki „Aerodynamika chłodzenia". Znajdujemy tu podstawy teoretyczne jednej z najmłodszych gałęzi aerodynamiki, stojącej na pograniczu nauki o cieple. Przedmiot traktowany jest z punktu widzenia fizyka (nie inżyniera). Autorowi chodzi głównie o wytłumaczenie podstawowych zjawisk oraz spopularyzowanie mało dotąd znanych metod i wyników. Praca jest bardzo pouczająca, nie należy w niej jednak szukać obszernych danych doświadczalnych, a tym mniej konkretnych materiałów dla konstruktora.

Całość wydawnictwa — pomimo pewnych nieuniknionych usterek i dość nierównego poziomu — zawiera bardzo wiele rzeczy istotnie cennych i może być polecona szczególniej do bibliotek większych instytucyj lotniczych.

S. N.

FLUGTECHNISCHES HANDBUCH, BAND III. Triebwerk und Sondergebiete des Flugwesens. Str. VI+206, 8°, z 148 rysunkami. Berlin — Lipsk, 1936, Walter de Gruyter & Co.

Trzeci i przedostatni tom pożytecznego wydawnictwa encyklopedycznego, wydawanego pod redakcją Dr. inż. R. Eisenlohra (pierwszy omówiliśmy w Nr. 6, drugi zaś w Nr. 10 b. r. Techn. Now. Lotn.), jest poświęcony zespołowi napędowemu (część I) oraz wyposażeniu (przyrządy, radio, foto) i niektórym dziedzinom, dotyczącym lotnictwa, (część II).

Część I można uznać za krótki podręcznik o silnikach lotniczych. O rozwoju silników w ogólności pisze F. Wittekind, o zabudowaniu — Dr. Ing. H. Zöllner, o silnikach wysokościowych — Dipl. Ing. J. Henrici, o gaźnikach — Ing. H. Hillmer, o osprzęcie — Dipl. Ing. W. Dietrich, o paliwach i smarach — Dipl. Ing. W. Bogner. Ponadto część ta jest uzupełniona rozdziałem o śmigłach pióra Dr. Ing. H. Müllera.

W rozdziale pierwszym znajdujemy krótkie opisy fotografie i tablice, pozwalające czytelnikowi na dobre zorientowanie się w używanych dziś typach silników lotniczych.

Następne dwa działy (zabudowanie, silniki wysokościowe) nawiązują do warunków pracy silnika w locie;

umożliwiając zrozumienie pewnych dążeń konstrukcyjnych, nie dość jasno zaznaczonych w rozdziale pierwszym. Bardzo przejrzyste schematy pozwalają na zaznajomienie się z nowoczesnymi rozwiązaniami chłodzenia silników chłodzonych cieczą i powietrzem (okapotowania pierścieniowe). Rozdział o silnikach wysokościowych zyskałby na wartości, gdyby był uzupełniony przykładem wprowadzonych przez amerykan wykresów siatkowych, stanowiących najwierniejszy sposób oddania charakterystyk silników wysokościowych.

Rozdziały o gaźnikach i osprzęcie są poświęcone ogółowi urządzeń, koniecznych dla prawidłowego działania silników lotniczych, jak gaźnik, układy paliwowe i olejowe, pompki paliwowe, rozruszniki, układy zapłonowe i przyrządy silnikowe. Przegląd byłby zupełny pod warunkiem uwzględnienia nowoczesnych urządzeń do samoczynnego sterowania silnika, jak automaty ciśnienia ładowania i regulacji składu mieszanki (krótką wzmiankę, poświęconą tym urządzeniom, pozbawioną wszakże rysunków, umieszczono w dziale o silnikach wysokościowych).

Dział o paliwach i smarach lotniczych podkreśla rolę tych produktów dla rozwoju silników lotniczych, jednak w sposób zbyt jakościowy, bez podania wartości liczbowych, wymaganych od nowoczesnych paliw i smarów lotniczych.

Wadą wspólną niektórym działom jest pominięcie szeroko stosowanego sprzętu zagranicznego. Do „pokrzywdzonych" należą silniki firmy Bristol, gaźniki Hobson. pompki paliwowe typu paletkowego (np. Romec), rozruszniki Viet.

Ostatni rozdział części I, poświęcony śmigłom, przenosi nas na dość wysoki poziom matematyczny, mało spotykany w omawianym wydawnictwie, mniej natomiast zajmuje się konstrukcją śmigieł. Uderza brak nowoczesnych rozwiązań konstrukcyjnych śmigieł o zmiennym skoku.

Mimo wymienionych usterek, zebrane informacje o silnikach dają szereg cennych wiadomości z tej dziedziny, najzupełniej dostatecznych dla technika lotniczego, pragnącego „podciągnąć się" w dziedzinie silników.

J. T.

W rozpoczynającym część II dziale poświęconym przyrządom pokładowym Dr. Koppe daje na wstępie swoje oryginalne ujęcie znaczenia przyrządów pokładowych na samolocie: stanowią one według niego uzupełnienie zmysłów lotnika i tworzą, jak gdyby, nerwy łączące mózg tego lotnika z poszczególnymi częściami maszyny.

Przy dość ogólnikowych opisach samych przyrządów i zasad ich działania dużą rolę odgrywają bardzo starannie dobrane i przejrzyste rysunki. Przykładem takich rysunków może służyć rysunek ujmujący porównawcze zestawienie trzech busol odległościowych: fotoelektrycznej, pneumatycznej i elektrycznej, lub też działania różnego rodzaju rurek aerodynamicznych.

W opisach uwzględnione są tylko przyrządy niemieckie, w ten sposób z wysokościomierzy dźwiękowych podany jest tylko Echolot, pomimo istnienia znacznie bardziej ulepszonych wysokościomierzy tego rodzaju we Francji.

Dział przyrządów pokładowych zakańcza opis niemieckiego pilota automatycznego Siemensa (pióra inż. Thaussa). Opis jest dość obszerny i daje całkowite pojęcie o tym urządzeniu. Opis innych pilotów automatycznych (Pollock Brown i Sperry) uwzględniony jest tylko w krótkim odnośniku przy omawianiu podstawowych czynników utrzymujących równowagę samolotu w pilocie Siemensa (wahadło, rurka Pitot oraz busola odległościowa). Pilot automatyczny Smith jest pominięty zupełnie, aczkolwiek było to pierwsze urządzenie tego rodzaju i dotychczas nie straciło swego znaczenia.

Dział radio-lotniczy (Ing. R. Brüger) poświęcony jest opisowi aparatów radiowych Telefunkena i Lorenza, używanych w komunikacyjnym lotnictwie niemieckim, oraz podkreśleniu znaczenia radia dla lotnictwa. Bardzo dobrze wyjaśnione są tu zasady radiogoniometrii, ślepego lądowania przy pomocy systemu ZZ oraz przy pomocy najnowszych stacji krótkofalowych, uniezależniających całkowicie samoloty od warunków atmosferycznych.

Dział nawigacji, opracowany przez kapitana Niemanna (zginął on śmiercią lotnika w trzy godziny po oddaniu do druku swego artykułu) wyjaśnia deklinację magnetyczną, dewiację i kompensację busol, trójkąt szybkości, oraz bardzo ogólnie podstawy nawigacji radiowej, meteorologicznej i astronomicznej.

Dział fotolotniczy rozpoczyna się bardzo obszernym zestawieniem wszystkich zadań fotografii w lotnictwie w czasie wojny i w czasie pokoju. Następnie podane są opisy ręcznych i samoczynnych aparatów fotograficznych. Dużo miejsca poświęcone jest urządzeniom służącym do wykorzystania zdjęć fotograficznych dla celów pomiarów geodezyjnych i kartografii, jak np. Radialtriangulator Zeissa, Aeroprojektor Multiplex i tym podobnym przyrządom tejże firmy, stanowiącym dumę niemieckiej techniki w tej dziedzinie. Przy końcu działu podana jest organizacja niemieckiej służby fotolotniczej. Dział ten opracowany został przez inż. E. Ewalda.

Na zakończenie części II podano działy, poświęcone medycynie lotniczej (H. v. Diringshofen), oraz prawu lotniczemu i przepisom, dotyczącym wykonywania lotów (Dr. H. Döring).

J. P.

WIADOMOŚCI INSTYTUTU METALURGII I METALOZNAWSTWA, rok 3, Nr. 3, strony 113 do 169 + plansze od XVII do XXVII. Warszawa, 1936.

Poniżej podajemy spis prac zamieszczonych w ostatnim zeszycie „Wiadomości", będących oficjalnym wydawnictwem Instytutu Metalurgii i Metaloznawstwa oraz Zakładu Metalurgii i Metaloznawstwa Politechniki Warszawskiej,

J. Czochralski i E. Przyjemski: Wykres rekrystalizacji antymonu.

J. Czochralski i C. Niewiadomski: Wpływ trzeciego składnika na strukturę stopów cynku z żelazem, niklem lub kobaltem.

S. Pilarski i L. Szenderowski: Termiczna obróbka szarego żeliwa celem otrzymania optymalnych własności wytrzymałościowych.

G. Welter i G. Mojmir: Własności mechaniczne jedno- i kilkokrystalicznych próbek aluminium.

G. Welter i J. Kucharski: Badania mikro-odkształceń przy zginaniu udarnym w wyższych temperaturach. II.

G. Welter i A. Bukalski: Wpływ grubości próbki na wyniki pomiarów twardości.

G. Welter: Próba na zmęczenie giętno-obrotowe i rozciągająco-ściskające. I.

T. Biernacki i L. Bukowiecki: Własności wytrzymałościowe oraz obróbka cieplna stali konstrukcyjnych chromowo-niklowych o odwróconym stosunku Cr : Ni.

Ze względu na brak miejsca omówienie ciekawszych prac (trzeciej, szóstej i ósmej) zostaje odłożone do następnego numeru.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3204 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.